

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

Физический факультет
Кафедра молекулярных процессов и экстремальных состояний вещества



**«Турбулентность в пограничном слое за плоской ударной
волной»**

Выполнил студент 404 группы
Ши Линь

Научный руководитель:
доцент Мурсенкова И.В.

Москва
2020

Введение

Большинство течений жидкостей, газов и плазмы в природе, на обтекаемой поверхности и в технических устройствах является турбулентными [1, 2].

С развитием авиационной техники в 20-ом веке исследование турбулентности снова стало актуальным. **Турбулентность (turbulence)** - явление, наблюдаемое во многих течениях жидкостей и газов и заключающееся в том, что в этих течениях образуются многочисленные вихри различных размеров, вследствие чего их гидродинамические и термодинамические характеристики (скорость, температура, давление, плотность) испытывают хаотические флуктуации и потому изменяются от точки к точке и во времени нерегулярно [2]. Из этого определения следует важная роль размеров турбулентных структур в определении гидродинамических и термодинамических характеристик потока, которая должна учитываться при решении задач управления и безопасности летательных аппаратов.

Для улучшения аэродинамических характеристик летательных аппаратов, помимо изменения аэродинамической формы элементов конструкции, может быть использована плазма газовых разрядов (плазменных актуаторов). На небольшом расстоянии от обтекаемой поверхности скорость воздуха над плазменным актуатором увеличивается под влиянием электрического поля. При этом хаотическое движение турбулентного потока воздуха может подавляться [3]. В связи с этим, исследование потоков воздуха с плазмой имеет большое значение для активного управления турбулентностью.

Одним из способов исследования турбулентной структуры течения является анализ информации, полученной при визуализации потока.

Цель работы состоит в анализе структурных элементов пограничного слоя в пограничном слое сверхзвукового потока за фронтом плоской ударной волны в ударной трубе. В работе пространственные масштабы турбулентных структур определяются на основе статистической компьютерной обработки фотоизображений, полученных на установке Лаборатории плазменной газодинамики, состоящей из ударной трубы и разрядной камеры [4, 5].

Описание экспериментов по регистрации свечения разряда

В современных научных исследованиях турбулентности используются разные методы визуализации газодинамических течений в пограничном слое, такие как классический теневой метод, шпирен-метод, цифровая трассерная визуализация (PIV) [3-6]. Полученные пространственные картины течения также, как и непрерывные измерения термодинамических величин и скорости в разных точках, могут служить источником информации о мгновенных полях параметров.

Ударная труба, на которой проводились эксперименты, имеет прямоугольное сечение $24 \times 48 \text{ мм}^2$, в ней можно создавать потоки воздуха до 1600 м/с за ударными волнами с числами Маха до 5 [4]. В экспериментах визуализировалась турбулентная структура пограничного слоя на стенках канала в сверхзвуковом потоке за ударной волной. В качестве визуализирующего средства использовалась подсветка структуры потока при помощи наносекундного распределенного поверхностного скользящего разряда в разрядной секции [4, 5].

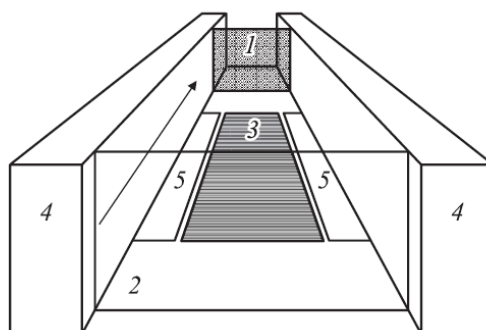


Рис. 1. Схема течения в канале ударной трубы [5]: 1 – фронт ударной волны, 2 – контактная поверхность, 3 – область поверхностного разряда, 4 – стекла, 5 – электроды разряда. Стрелкой показано направление потока.

В канале ударной трубы пограничный слой нарастает от нуля на фронте ударной волны по направлению к контактной поверхности [5, 6] (см. рис. 2). Параметры пограничного слоя напрямую зависят от параметров спутного потока за фронтом ударной волны (скорости, плотности, температуры и т.д.).

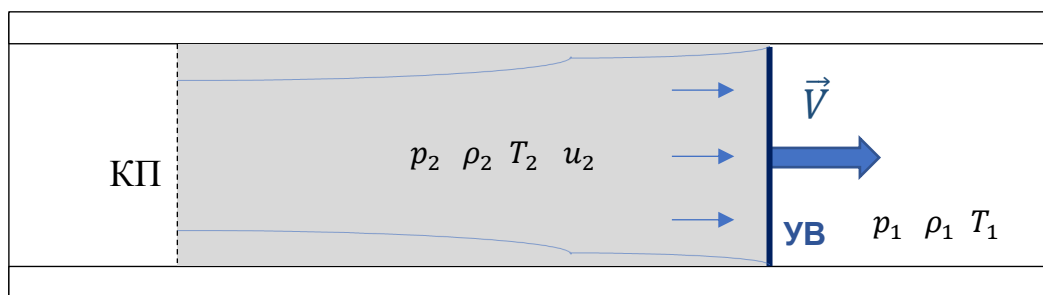


Рис. 2. Спутный поток за ударной волной в канале ударной трубы.

Параметры спутного потока можно рассчитать по известным начальным параметрам перед фронтом ударной волны из соотношений Рэнкина-Гюгонио для известного числа Маха M плоской ударной волны, идущей по каналу ударной трубы [6]:

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{2\gamma_1}{\gamma_1+1} M^2 - \frac{\gamma_1-1}{\gamma_1+1} \quad (1)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma_1+1)M^2}{(\gamma_1-1)M^2+2} \quad (2)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{2\gamma_1}{\gamma_1+1} M^2 - \frac{\gamma_1-1}{\gamma_1+1} \right) \left(\frac{2}{(\gamma_1+1)M^2} + \frac{\gamma_1-1}{\gamma_1+1} \right) \quad (3)$$

$$\frac{u_2}{a_1} = \frac{2}{\gamma_1+1} \left(M - \frac{1}{M} \right) \quad (4)$$

В уравнениях для давления (1), плотности (2), температуры (3), скорости спутного потока (4) индексом 1 обозначены величины перед фронтом ударной волны, а индексом 2 – за фронтом ударной волны (рис. 2). Величины γ_1 и a_1 – показатель адиабаты и скорость звука перед фронтом ударной волны, M – число Маха движущейся ударной волны, равное отношению ее скорости V относительно среды к скорости звука в этой среде a_1 . Первые три уравнения называются соотношениями Рэнкина-Гюгонио.

В экспериментальной физике за толщину пограничного слоя принято брать такое расстояние от стенки обтекаемого тела, на котором скорость течения отличается на 1 % от скорости внешнего течения. Поскольку в пограничном слое силы инерции и силы трения одного порядка, то приравнивая эти силы, можно получить оценку толщины пограничного слоя для сверхзвукового потока [6, 7]

$$\delta \propto \sqrt{\frac{\mu l}{\rho U}} \quad (5)$$

Импульсный скользящий поверхностный разряд (плазменный лист) в неподвижном воздухе представляет собой систему параллельных диффузных и отдельных более ярких каналов, скользящих по поверхности диэлектрика [4, 5] (рис. 3 а). Скользящие поверхностные распределенные разряды размером 30×100 мм² инициировались на верхней и нижней стенках разрядной камеры на расстоянии 24 мм друг от друга в диапазоне плотностей от 0.05 до 0.40 кг/м³. Разряды инициировались при подаче импульсного напряжения 25 кВ. Длительность разряда составляла ~300 нс. Фотоизображения свечения разряда регистрировались фотоаппаратом Nikon D50 через кварцевые стекла протяженностью 17 см, образующие стенки канала разрядной камеры (рис. 1). Оптическая ось фотоаппарата располагалась под небольшим углом к плоскости разряда, перпендикулярно направлению движения потока (рис. 3).

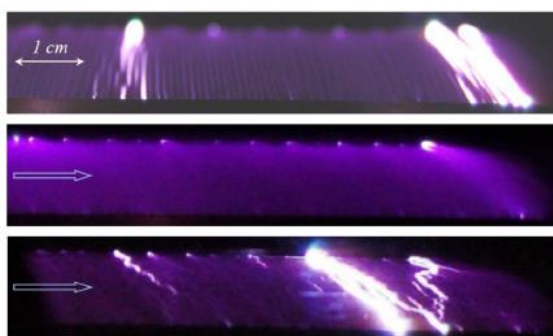


Рис. 3. Фотографии свечения разряда в разрядной камере в неподвижном воздухе (а), в сверхзвуковых потоках в ламинарном (б) и турбулентном (в) пограничном слое [5]. Стрелкой показано направление потока.

Исследование пространственной структуры свечения разряда в сверхзвуковых потоках

Фотоизображения свечения разряда, полученные в экспериментах, были предоставлены для обработки в виде трех серий данных с разными числами Маха

ударной волны и начальными параметрами воздуха перед ее фронтом. Они были получены в различных областях пограничного слоя, на разных этапах развития турбулентности. Начальные условия и рассчитанные параметры потоков приведены в Таблице 1):

Таблица 1

	M_0	$M_{п}$	p_1 (торр)	ρ_1 (кг/м ³)	ρ_2 (кг/м ³)	Re ($\cdot 10^5$)	ΔX , см
1	2,38-2,44	1.17	33	0.056	0.18	2,4	3-28
2	3,6-3,72	1.52	15	0.025	0.11	2,6	6-22
3	4,17-4,48	1.59	7.6	0.013	0.06	1,6	26-29

M_0 – число Маха исходной ударной волны

$M_{п}$ – число Маха потока за ударной волной

p_1, ρ_1 – давление и плотность перед фронтом исходной ударной волны

ρ_2 – плотность в потоке за фронтом исходной ударной волны

Re – число Рейнольдса потока

ΔX – расстояние от фронта ударной волны до области регистрации свечения (см. рис. 4)

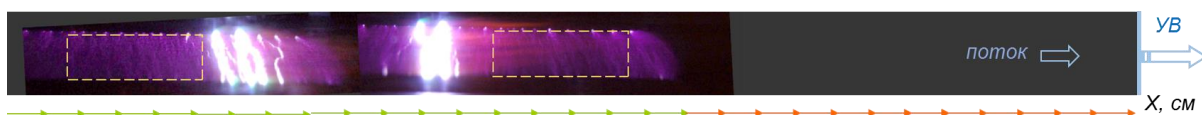


Рис. 4. Изображения свечения разряда в 1 серии экспериментов при $\Delta X=12$ и 21 см. Прямоугольниками выделены области обработки.

Для изучения характера турбулентности и определения размера структурных элементов пограничного слоя в сверхзвуковом потоке была написана и использована в обработке программа, выполняющая сканирование интенсивности изображений и преобразование интенсивности в спектр Фурье. Перед обработкой фотографии модифицировались вручную с помощью Adobe Photoshop (рис. 5) так, чтобы разрядные каналы были параллельны правой и левой границам изображения.

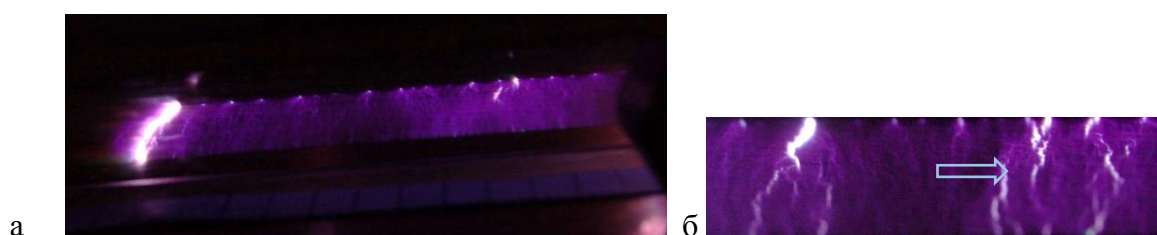


Рис. 5. Исходное (а) и модифицированное (б) изображения.

Описание программы обработки экспериментальных изображений

Программа написана на языке программирования Matlab (см. Приложение). Теоретически данная программа основана на получении пространственного спектра Фурье интенсивности свечения поверхностного разряда в потоке.

1 Модифицированное изображение перед обработкой обрезалось для выделения нужной области сканирования.

2 Функция `imread` использовалась для сканирования поля изображения и

преобразования фотографии в трехкомпонентные матрицы (3 цвета RGB). Для упрощения анализа матрицы 3-цвета преобразовывались функцией `rgb2gray` в матрицу в серых тонах, тогда интенсивность соответствует степени белого цвета.

3 Далее матрица полученного изображения усреднялась по ширине, после чего строился график зависимости интенсивности от координаты (длины изображения вдоль направления потока или в поперечном потоку направлении) (рис. 6. а).

4 С помощью функции `fft` (быстрое преобразование Фурье) можно получить спектр Фурье (зависимость интенсивности от обратной координаты $1/x$) (рис. 6. б). Для функции `fft` определялся дифференциал координаты dx по формуле $dx=L/n$, где L – фактическая длина обрабатываемой области фотоизображения, n – число пикселей по длине. Предел расчета при применении функции `fft` был равен $1/(2*dx)$.

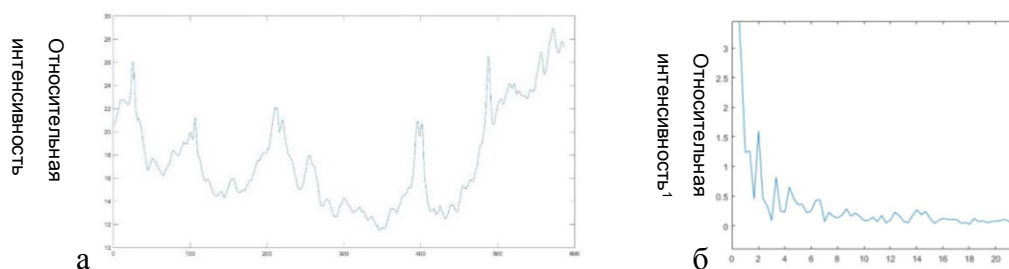


Рис. 6. а) Зависимость интенсивности от координаты x и б) спектр Фурье (зависимость относительной интенсивности от обратной длины в см^{-1}) при $\Delta X=28 \text{ см}$

Результаты обработки экспериментальных изображений

При обработке фотоизображений получены зависимости интенсивности свечения области разряда по направлению потока и по перпендикулярному потоку направлению (рис. 7). Далее проводилось преобразование Фурье для интенсивности в программе, и строились гистограммы распределения частот для разных областей потока при разных значениях ухода ударной волны из разрядного промежутка ΔX . По спектрам Фурье были отобраны значимые частоты и составлены гистограммы зависимости интенсивности частоты от обратной координаты (рис. 8). Гистограммы нормировались так, чтобы одинаковые частоты при поперечном и продольном сканированиях были равны.

Анализ результатов *первой серии* экспериментов для разных этапов развития турбулентности показал, что в полученных спектрах Фурье присутствуют одинаковые частоты для поперечного и продольного направления сканирования. Они соответствуют одинаковым масштабам турбулентных структур в пограничном слое от 1.3 мм до 5 мм. В начале турбулентной области (вблизи зоны ламинарно-турбулентного перехода) в спектре Фурье наблюдается большее число частот, их интенсивности близки (рис. 8 а, б). При увеличении расстояния ухода ударной волны уменьшается количество типов турбулентных структур, интенсивность низких частот становится выше (рис. 8 в, г).

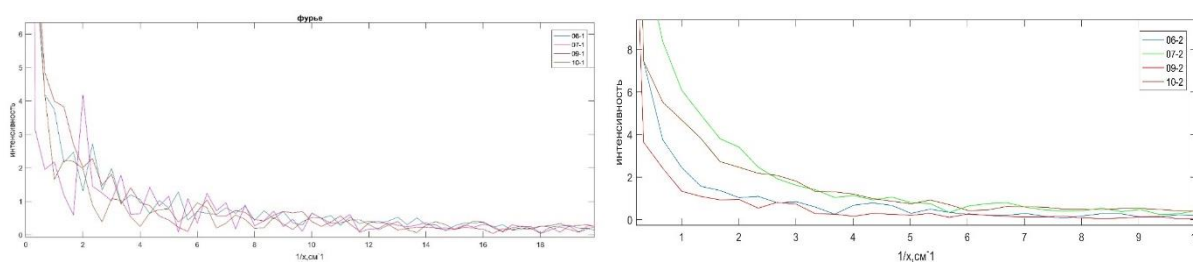


Рис. 7. Спектр Фурье, полученный при сканировании по направлению потока (а) и по перпендикулярному потоку направлению (б).

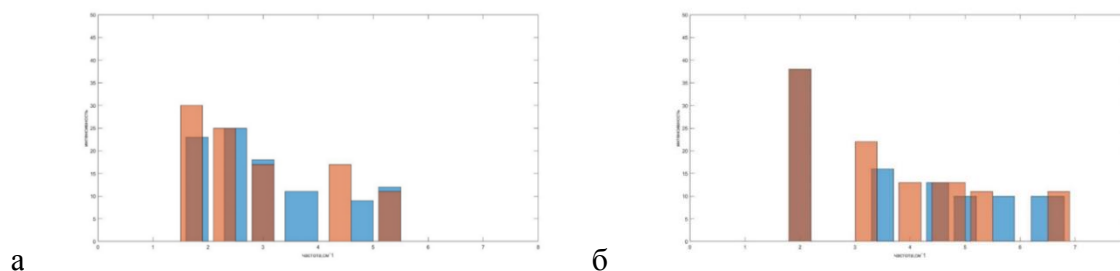


Рис. 8. Гистограмма распределения частот при $\Delta X = 12$ см (а) и 14 см (б). Синий цвет – сканирование по направлению потока, коричневый – в перпендикулярном потоку направлении.

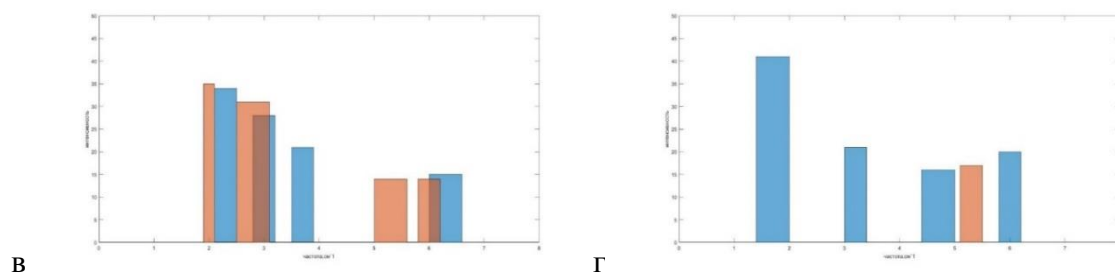


Рис.8. (продолжение) Гистограмма распределения частот при $\Delta X = 21$ см (в) и 25 см (г).

Выводы

В работе проанализировано распределение интенсивности свечения импульсного скользящего поверхностного разряда в пограничном слое сверхзвуковых потоков в ударной трубе. Использован математический инструмент Фурье- преобразования для анализа турбулентной структуры пограничного слоя. Из результатов обработки можно сделать вывод, что масштабы турбулентных структур в пограничном слое, определенные путем сканирования интенсивности свечения разряда и Фурье- преобразования сигнала, достигают 5 мм. Характер турбулентных структур в пограничном слое при разных экспериментальных условиях имеет общие черты, отражающие динамику развития турбулентности.

Литература

- [1] Курбацкий А.Ф. Лекции по турбулентности. 2000.
- [2] Носов М. А. Лекции по теории турбулентности. Москва, 2013.
- [3] Xin Z., Yong H., Xunnian W., et al. Turbulent boundary layer separation control using plasma actuator at Reynolds number 2000000. Chinese Journal of Aeronautics, 2016.
- [4] Mursenkova I.V., Znamenskaya I.A. and Lutsky A.E. Influence of shock waves from plasma actuators on transonic and supersonic airflow. J. Phys. D: Appl. Phys., 2018. Vol. 51, No 5. 105201.
- [5] И.А. Знаменская, Д.Ф. Латфуллин, И.В. Мурсенкова. Ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковом пограничном слое при инициировании импульсного поверхностного разряда. Письма в ЖТФ, 34(15):75–80, 2008.
- [6] Мурсенкова И.В., Сысоев Н.Н., Уваров А.В. Основы физической гидродинамики: уравнения, граничные условия, простейшие примеры. М., МГУ, 2015. 132 с.
- [7] Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. – М., 1974. 712 с.

Приложение. Программа обработки изображений.

```
myname, mypath]=uigetfile('*.jpg', 'Запрос  
файла'\обработка (2008-04-29)\04.jpg');%выбор файла  
threecolormat=imread([mypath,myname]);  
graymat=rgb2gray(threecolormat); %перевод матрицы в  
серые тона, шаг 2/  
[m,n]=size(graymat);  
L=3;  
dx=L/n;  
boundary=1/dx;  
meaninten=sum(graymat)/m;  
figure(1);  
plot(1:n,meaninten);  
spf=fft(meaninten);  
a = 0:boundary/(n-1):0.3*boundary;  
spf2=2*abs(spf(1,1:length(a)))/n;  
figure(3);  
plot(a,spf2);
```