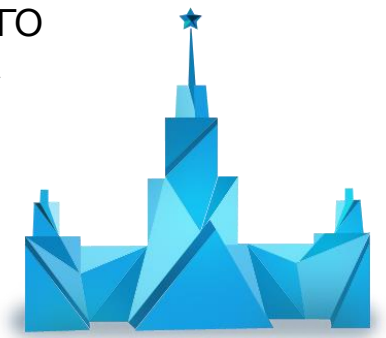


ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО
ОБРАЗОВАНИЯ «МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ имени М.В. Ломоносова»

Физический факультет

Кафедра молекулярных процессов и экстремальных состояний вещества



Бакалаврская работа

Турбулентность в пограничном слое за плоской ударной волной

Выполнил студент 404 группы Ши Линь

Научный руководитель

доцент Мурсенкова И.В.

Актуальность исследования

Большинство течений жидкостей, газов и плазмы в природе, на обтекаемой поверхности и в технических устройствах являются турбулентными. Интерес к изучению турбулентности определяется её важностью с точки зрения получения фундаментальных данных о механизмах развития неустойчивостей в потоках и большим прикладным значением. Состояние турбулентного пограничного слоя существенно влияет на аэродинамические и тепловые характеристики сверхзвуковых летательных аппаратов.

Турбулентность - явление, наблюдаемое во многих течениях жидкостей и газов и заключающееся в том, что в течениях образуются многочисленные вихри различных размеров, вследствие чего их гидродинамические и термодинамические характеристики испытывают хаотические флуктуации и потому изменяются от точки к точке и во времени нерегулярно.



Сверхзвуковой самолет МИГ-21.

<http://www.turplace.ru/stati-2-2/pochemu-grazhdanskiye-samolety-ne-letayut-na-sverkhzvukovykh-skor>

Число Рейнольдса

$$Re = \frac{\rho v L}{\mu}$$



Прямое численное моделирование перехода к турбулентности в сверхзвуковом пограничном слое при числах Маха 2 и 6

<http://tsagi.ru/pressroom/events/seminars/videoseminar-aeromekh/14.02.2017>

Цель работы

Анализ масштабов турбулентных структур в пограничном слое сверхзвуковых потоков за плоскими ударными волнами на основе статистической программной обработки фотоизображений свечения наносекундного поверхностного скользящего разряда.

Определение характера турбулентного течения в экспериментах

Измерения скорости, давления, температуры, ...

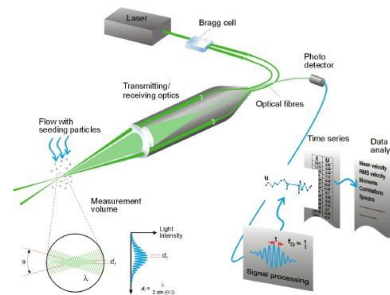
контактные

Датчики и аналогичные устройства (трубка Пито, термоанемометр, зонд...)

Вносят дополнительные возмущения в поток; время релаксации датчика может превышать период изменения величины

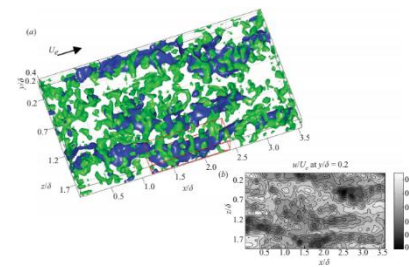
бесконтактные

Лазерная доплеровская анемометрия (ЛДА)

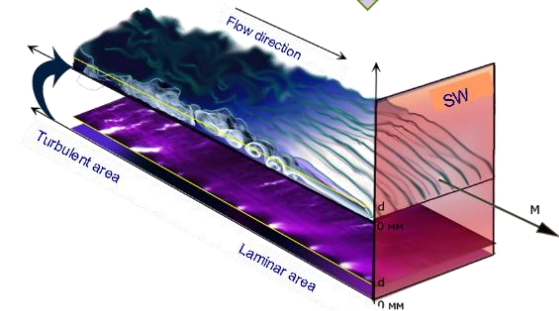


<https://www.dantecdynamics.com/solutions-applications/solutions/fluid-mechanics/laser-doppler-anemometry-lda/>

Визуализация и обработка полей величин (теневые методы, PIV, метод газоразрядной визуализации, ...)



G. Elsinga, R. Adrian, B. Van Oudheusden, and F. Scarano. Three-dimensional vortex organization in a high-Reynolds-number supersonic turbulent boundary layer, Journal of Fluid Mechanics, vol. 644, 2010

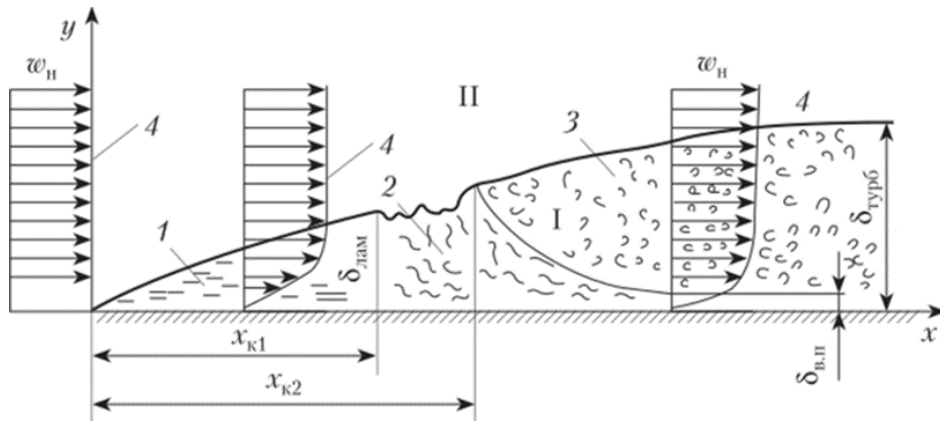


I.V. Belysheva, A.V. Chvyreva, and I.V. Mursenkova. Investigation of the boundary layer of the supersonic airflow using nanosecond sliding surface discharge. Proceedings of 22 International Symposium on Transport Phenomena (ISTP-22). 165.pdf.

Пространственные картины течения могут служить источником информации о мгновенных полях параметров.

Пограничный слой

Тонкий слой на поверхности обтекаемого тела, который характеризуется сильным градиентом скорости потока: скорость меняется от нулевой на поверхности тела до скорости потока вне пограничного слоя.



$$\delta \propto \sqrt{\frac{\mu l}{\rho U}}$$

l – характерная длина
 ρ – плотность в потоке
 μ – динамическая вязкость
 U – скорость набегающего газа

Структура пограничного слоя (на плоскости):

- 1 — ламинарный гидродинамический пограничный слой;
- 2 — переходное течение;
- 3 — турбулентный пограничный слой;
- 4 — эпюры скоростей;
- I — пограничный слой; II — основной поток;
- w_n — скорость набегающего потока;
- $\delta_{лам}$, $\delta_{турб}$ — толщина ламинарного и турбулентного пограничных слоев;
- $x_{к1}$ — длина участка ламинарного пограничного слоя;
- $x_{к2}$ — участок перехода к турбулентному пограничному слою;
- $\delta_{вп}$ — толщина ламинарного подслоя

Средние величины и пульсации

- Определение осредненного движения зависит от выбранного способа осреднения:

по времени
 по пространству
 по ансамблю
 по фазе

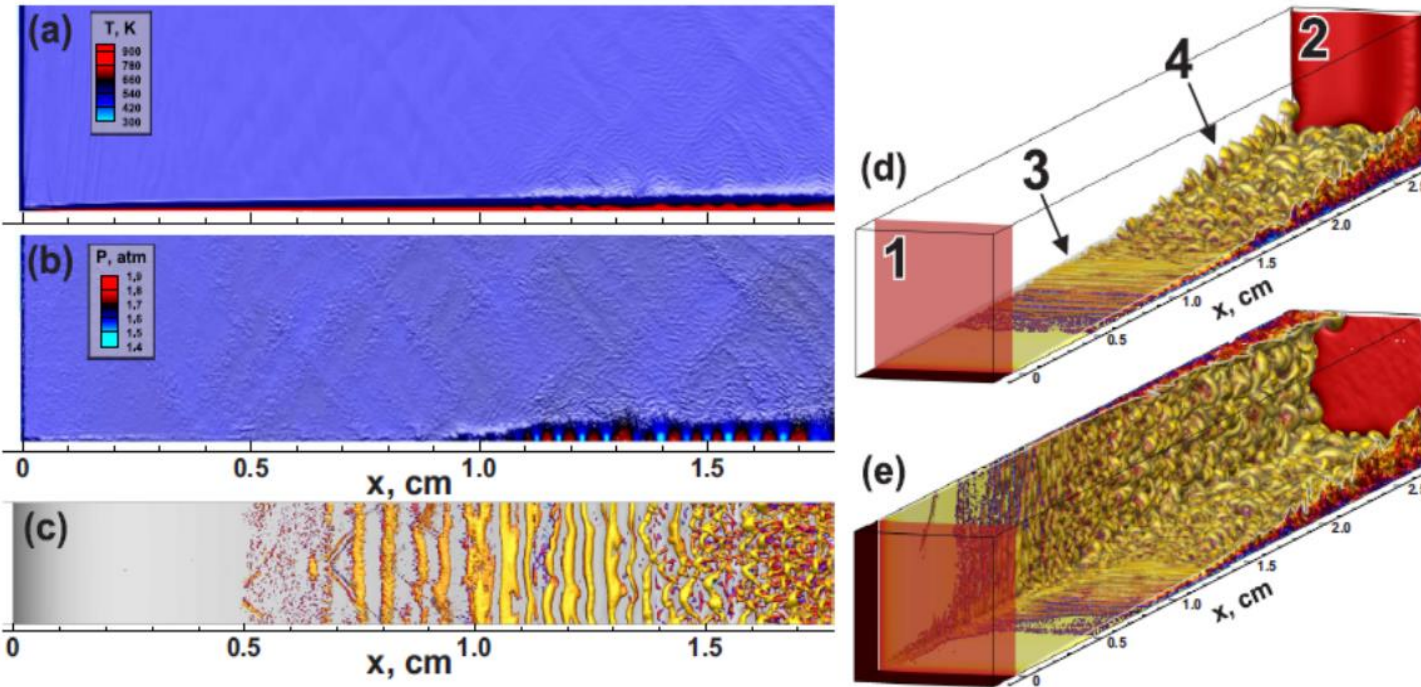
- Таким образом турбулентное течение можно разделить осредненную (детерминированную) и пульсационную составляющие

$$u \cong \bar{u} + u'$$
- Турбулентные течения, у которых осредненная составляющая не зависит от времени, называют стационарными

<https://slide-share.ru/turbulentnoe-techenie-217171>

Формирование турбулентности в пограничном слое

Численное моделирование



Сценарий перехода к турбулентности в пограничном слое

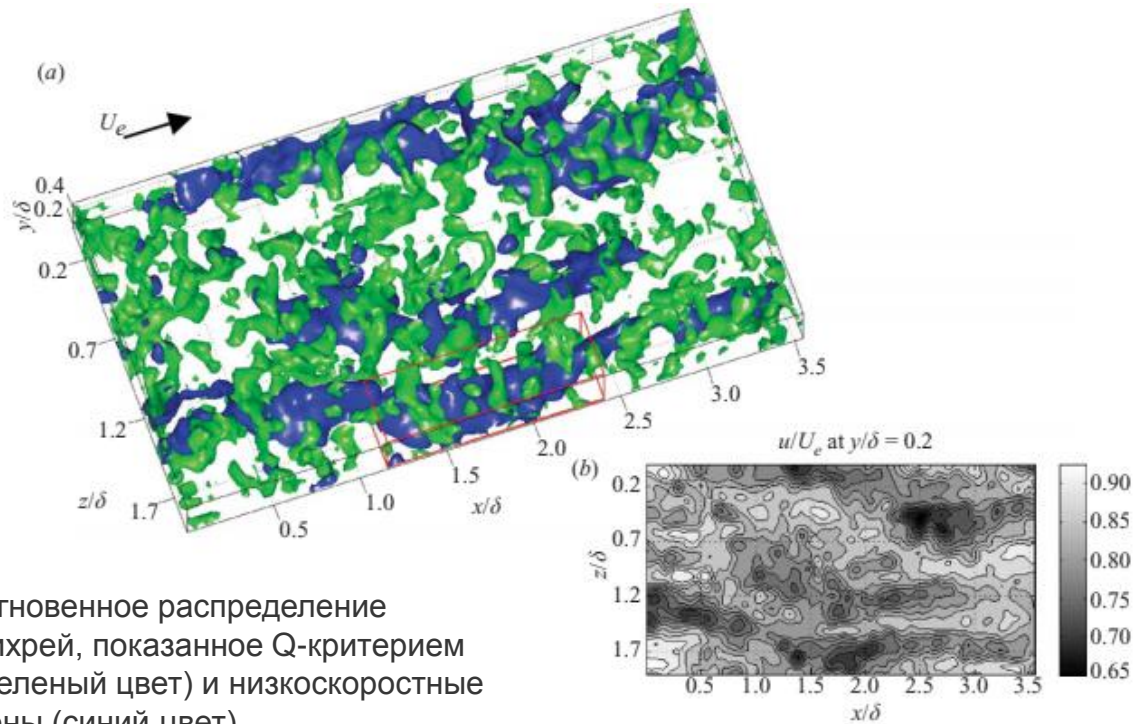
- 1 потеря устойчивости, появление волн Толлмина-Шлихтинга
- 2 появление двумерных вихрей
- 3 развал на трехмерные структуры
- 4 появление турбулентных пятен
- 5 полностью турбулентное течение

Структура течения за ударной волной в канале; 1 – фронт ударной волны, 2 – контактная поверхность, 3 – роликовые вихри (roller), 4 – шпильки (hairpin, hairpin forest); $x = 0$ соответствует фронту ударной волны. Скорость УВ 675 м/с.

A. Kiverin and I. Yakovenko, "Evolution of wave patterns and temperature field in shock-tube flow," Physical Review Fluids, vol. 3, no. 5, p. 053201, 2018.

Турбулентность в пограничном слое

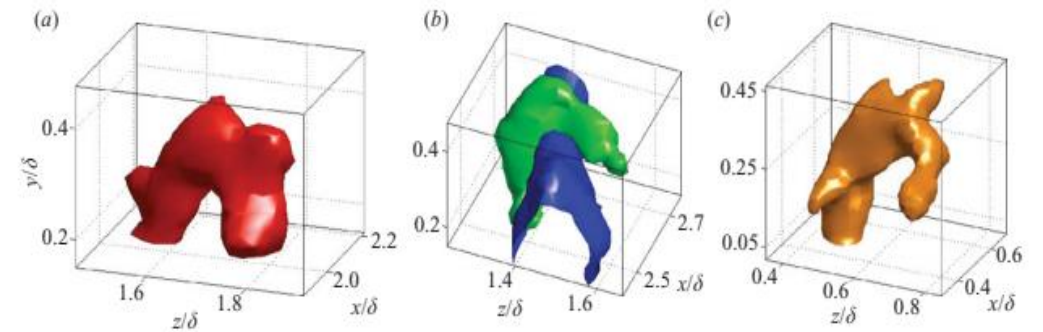
Экспериментальные исследования: метод цифровой трассерной анемометрии (PIV, Particle Image Velocimetry)



Мгновенное распределение вихрей, показанное Q-критерием (зеленый цвет) и низкоскоростные зоны (синий цвет).

Контурный график u -составляющей скорости при $y/\delta = 0,20$.

Большинство вихревых структур сосредоточено вблизи низкоскоростных зон.



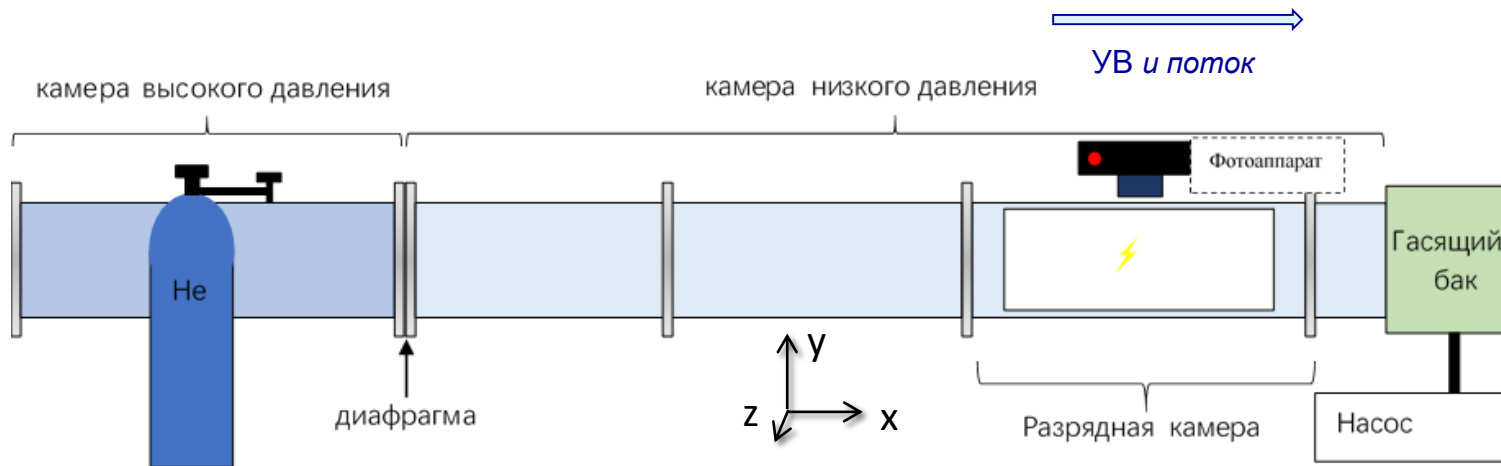
Индивидуальные вихри

G.E. ELSINGA, R.J. ADRIAN, B.W. VAN OUDHEUSDEN, F. SCARANO. *Three-dimensional vortex organization in a high-Reynolds-number supersonic turbulent boundary layer (PIV)*. 2010.

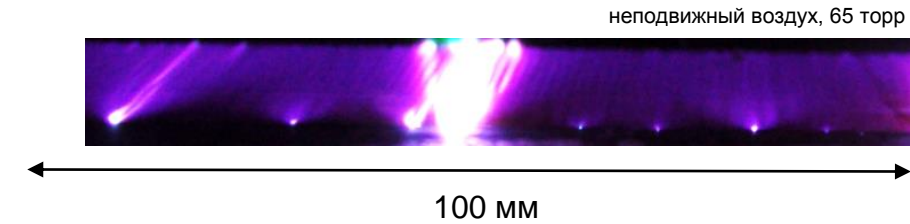
Для исследования турбулентной структуры пограничного слоя сверхзвукового потока за ударной волной обрабатывались фотоизображения свечения наносекундного распределенного поверхностного скользящего разряда.

Экспериментальная установка

Ударная труба с разрядной камерой



Поверхностный скользящий разряд в разрядной камере



Параметры потоков воздуха

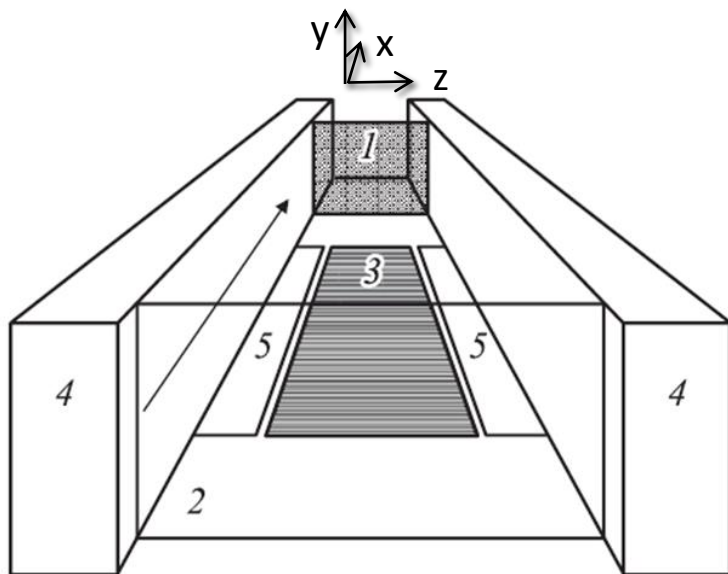
- давление 5-400 Торр
- числа Маха ударных волн до 5
- числа Маха потока до 1,7
- скорость потока до 1600 м/с
- число Рейнольдса $\sim 10^5$
- толщина пограничного слоя до 2 мм
- длительность спутного потока ~ 300 мкс
- сечение канала 24×48 мм²

Параметры разряда:

- напряжение 20-25 кВ
- ток ~ 1 кА
- длительность тока ~ 300 нс
- приведенное поле $E/N \sim 200-1000$ Тд
- толщина плазменного слоя $\sim 0,5$ мм
- область разряда 100×30 мм²

Экспериментальные условия

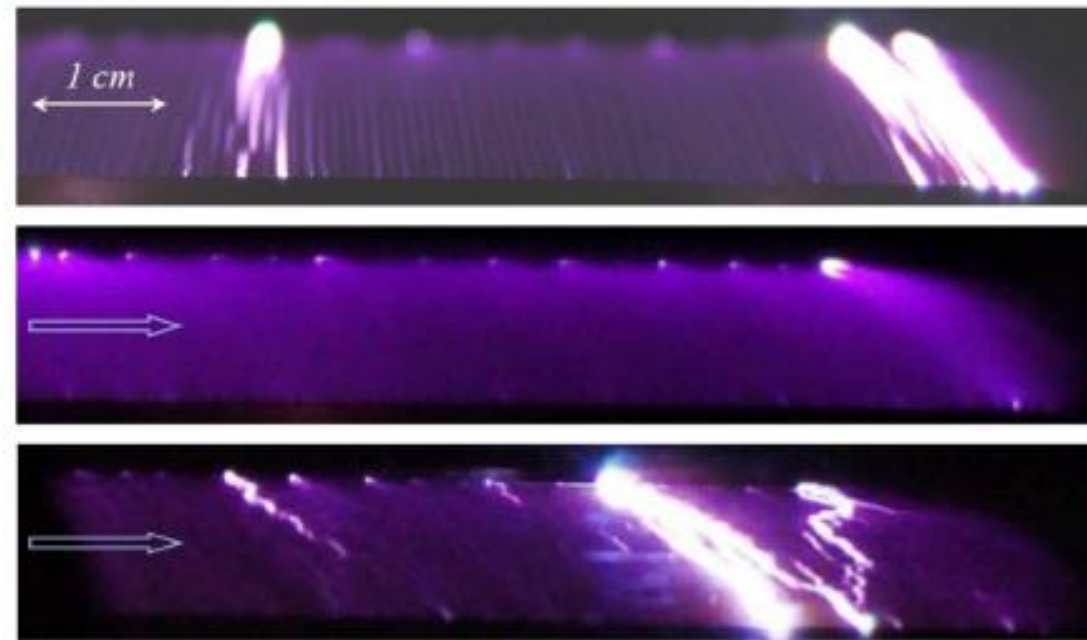
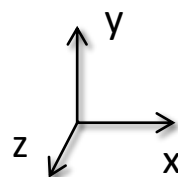
Схема течения в канале ударной трубы



1 – фронт ударной волны, 2 – контактная поверхность, 3 – область поверхностного разряда, 4 – стекла, 5 – электроды разряда. Стрелкой показано направление потока.

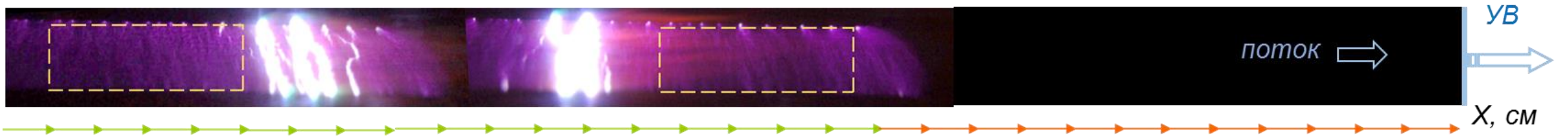
И.А. Знаменская, Д.Ф. Латфуллин, И.В. Мурсенкова. Ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковом пограничном слое при иницировании импульсного поверхностного разряда. Письма в ЖТФ, 34 (15), 2008.

Изображения свечения разряда



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

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.



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

Экспериментальные условия

	M_0	$M_{п1}$	p_1 (торр)	ρ_1 (кг/м ³)	ρ_2 (кг/м ³)	Re ($\cdot 10^5$)	$\Delta X,$ см
1	2,38-2,44	1.17	33	0.056	0.18	2.56	3-28
2	3,6-3,72	1.52	15	0.025	0.11	2.58	6-22
3	4,17-4,48	1.59	7.6	0.013	0.06	1.54	29-36

M_0 – число Маха исходной ударной волны

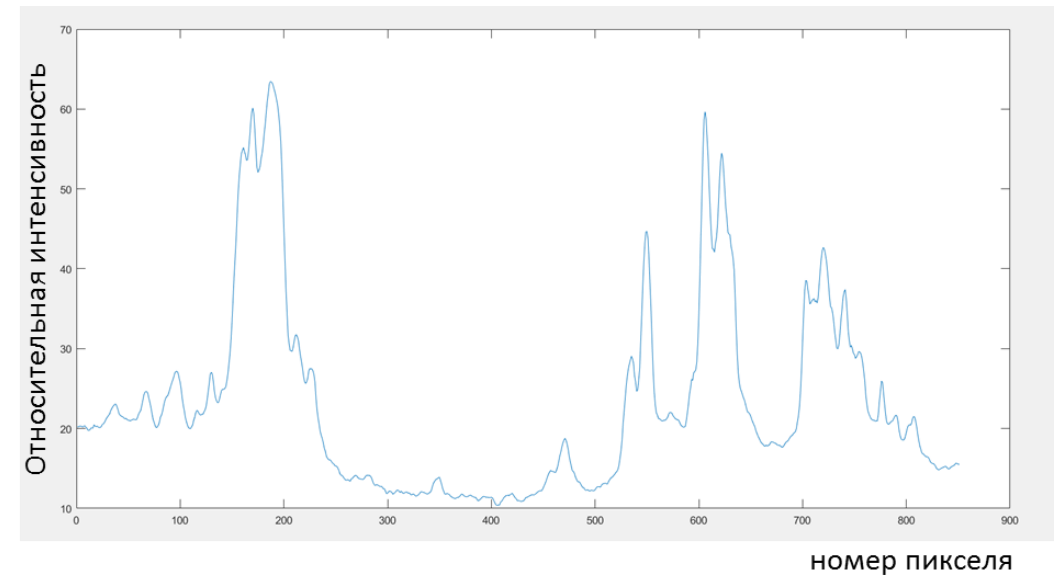
$M_{п1}$ – число Маха потока за ударной волной

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

ρ_2 – плотность в потоке за фронтом исходной ударной волны

$Re = \rho_2 \cdot u_2 \cdot d / \mu_2$ – число Рейнольдса потока (d – приведенный диаметр канала),

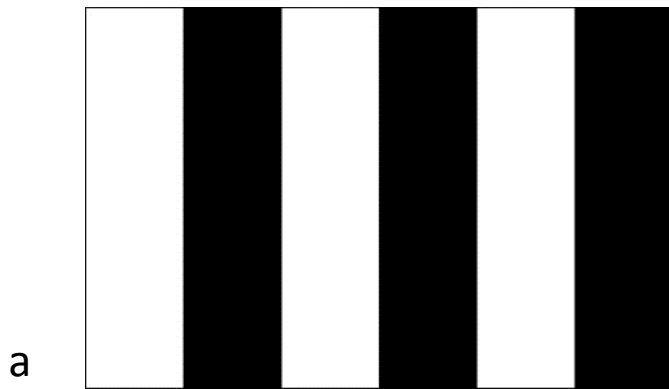
ΔX – расстояние от фронта ударной волны до области регистрации свечения



Результат сканирования свечения разряда по направлению потока в программе, написанной в среде Matlab.

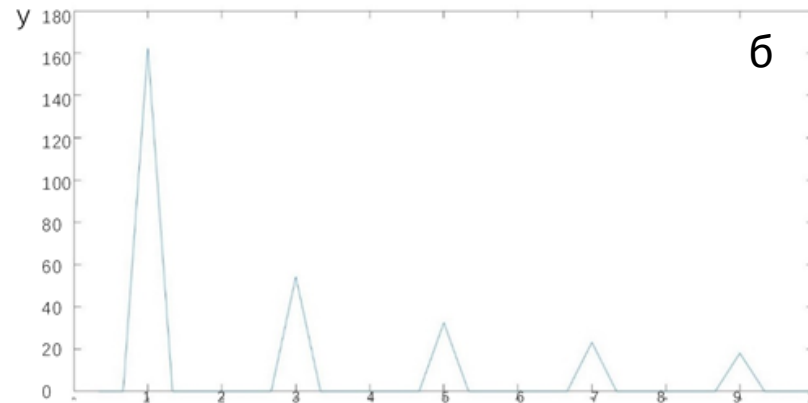
Программа обработки изображений свечения разряда

Программа выполняла сканирование фотоизображений и преобразование интенсивности в спектр Фурье. Были получены и обработаны распределения свечения разряда в двух направлениях: по направлению потока и перпендикулярно потоку. Затем проводился выбор значимых частот в спектре.

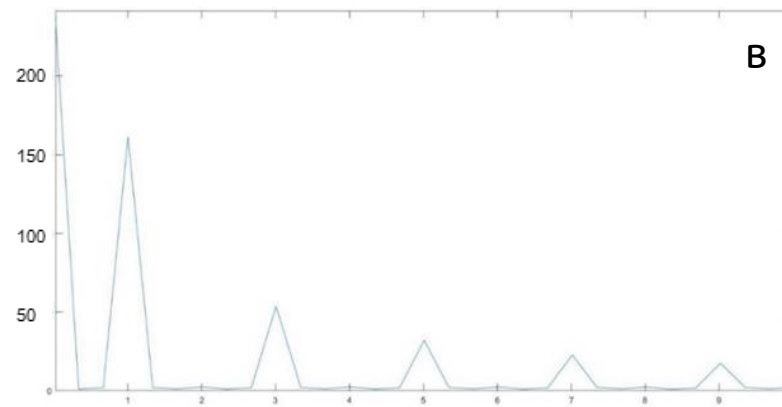


Искусственное изображение

$$f(x) = \begin{cases} 255, & n < x < n + 0.5 \\ 0, & n + 0.5 < x < n + 1 \end{cases}$$



Аналитический спектр Фурье

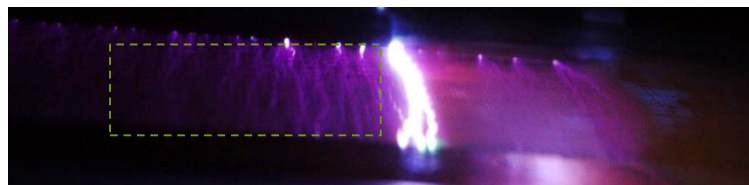


Спектр Фурье, рассчитанный в программе

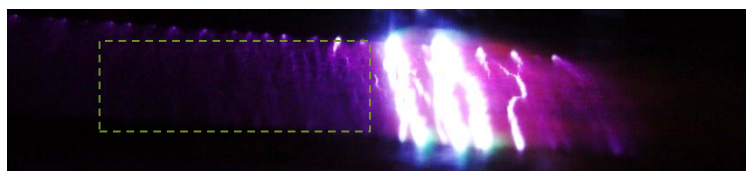
Анализ экспериментальных изображений

1 серия экспериментов

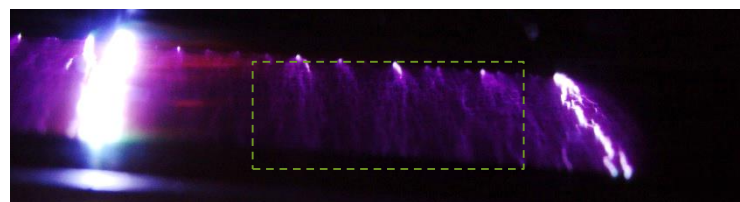
число Маха ударной волны 2,4, число Маха потока 1.17



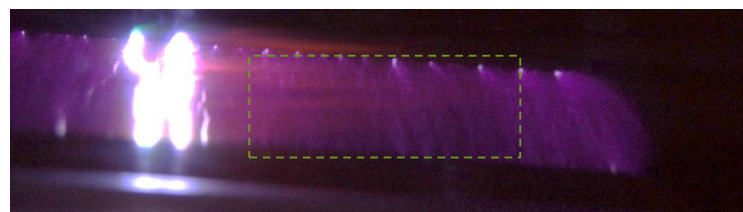
25 см



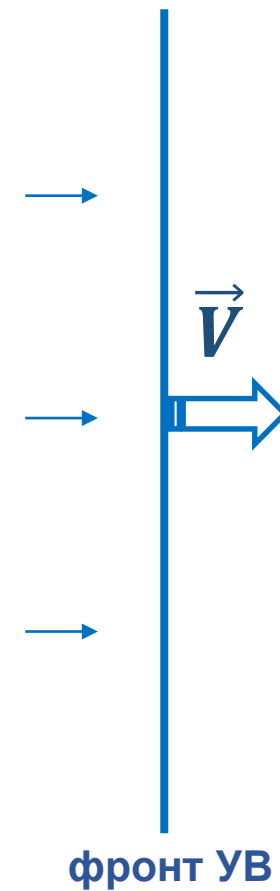
21 см



14 см



12 см

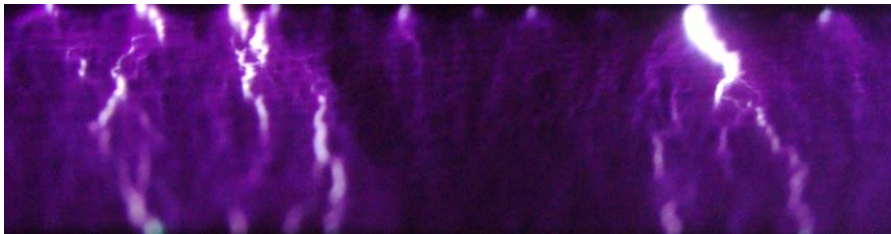


0

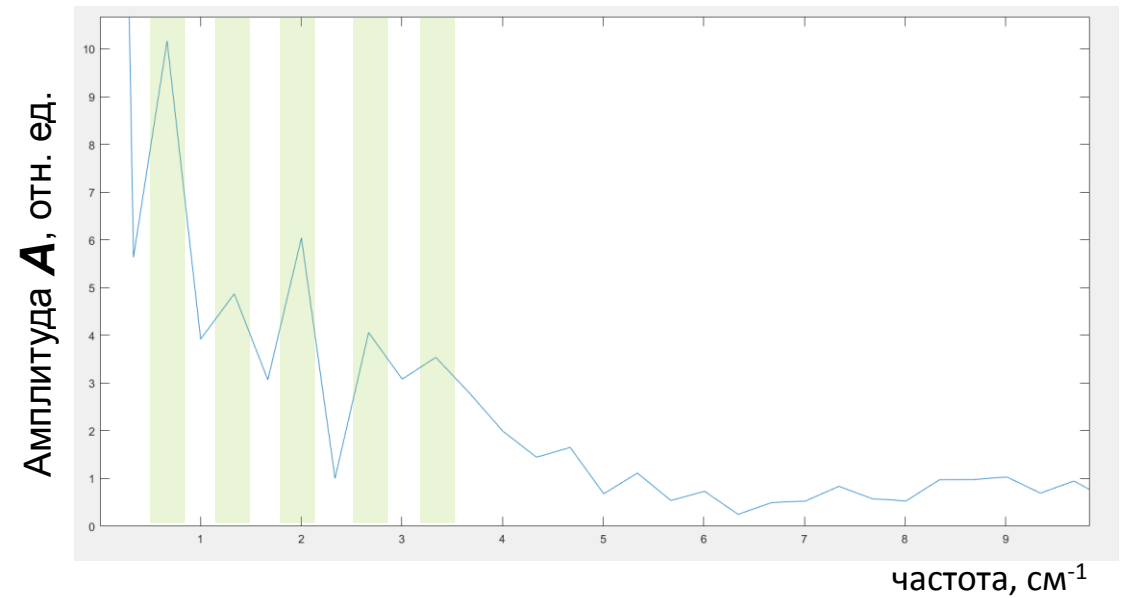
Обработка экспериментальных изображений



оригинальное изображение свечения разряда



модифицированное изображение

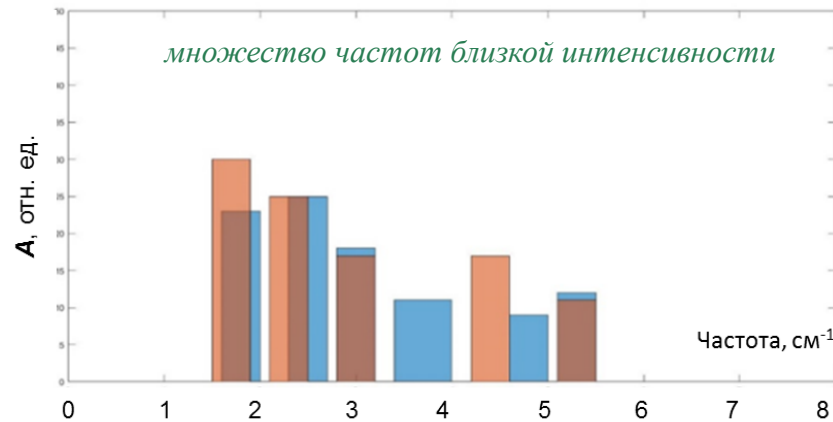


Спектр Фурье распределения интенсивности свечения разряда (зависимость амплитуды от обратной длины); 1 серия экспериментов, $\Delta X=28$ см. (По направлению потока.)

Гистограммы распределения частот

1 серия экспериментов

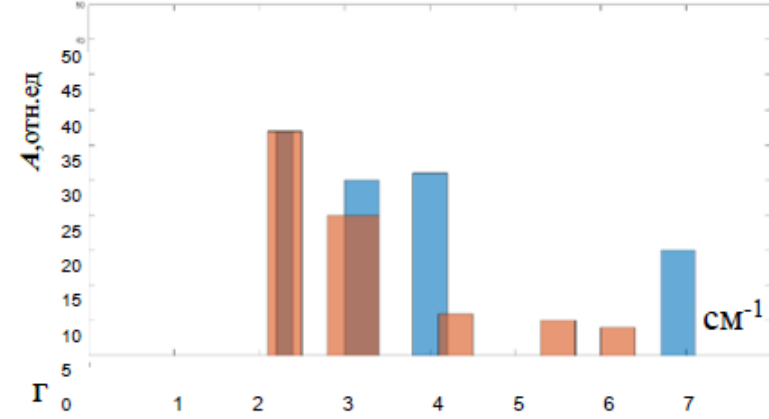
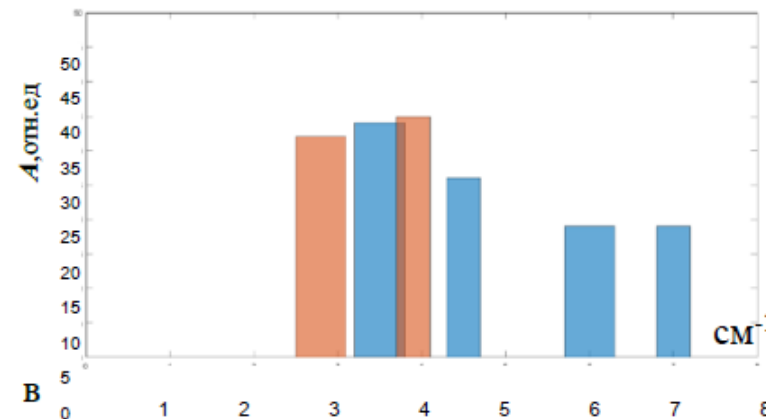
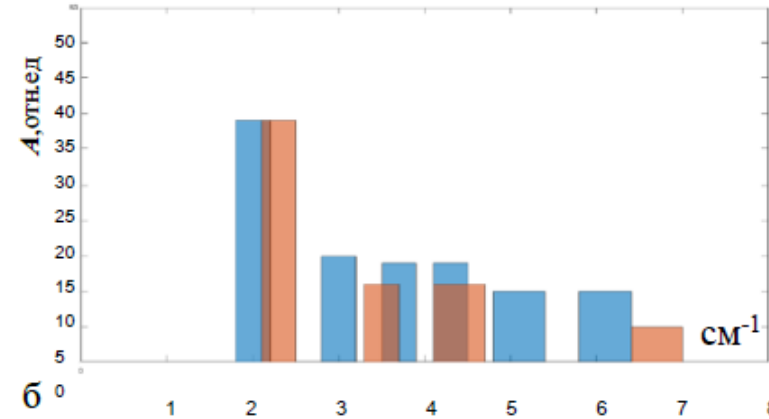
Присутствуют одинаковые частоты для поперечного и продольного направления сканирования



Гистограммы распределения частот (обратного линейного размера) при $\Delta X = 12$ см (а), 14 см (б), $\Delta X = 21$ см (в) и 25 см (г). Число Маха потока 1.17.
. Синим цветом показаны результаты сканирования по направлению потока, коричневым – в перпендикулярном потоку направлении.

Гистограммы распределения частот

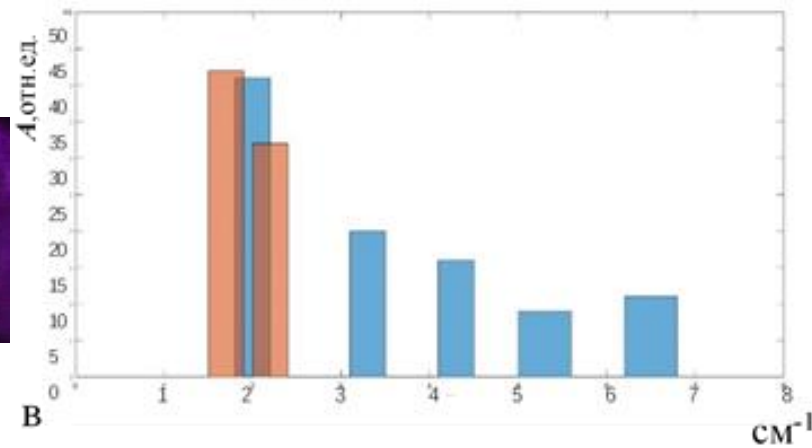
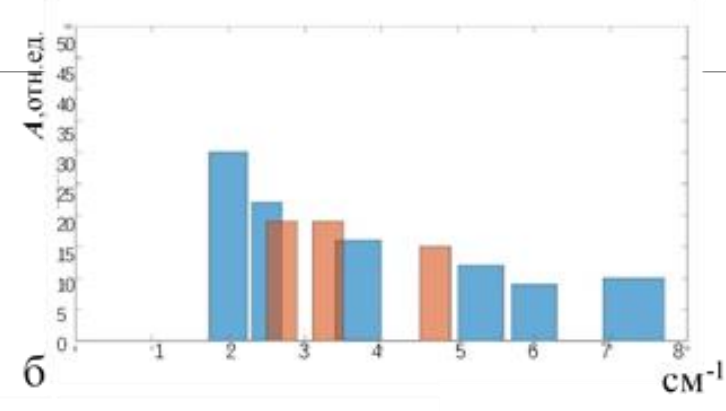
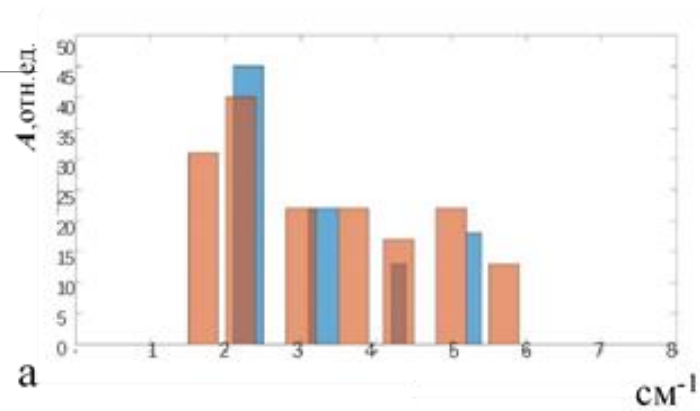
2 серия экспериментов



Гистограммы распределения частот при $\Delta X = 6.6$ см (а), 9.1 см (б), 11.6 см (в), 14.2 см (г) и 21.7 см (д).
Число Маха потока 1.52.

Гистограммы распределения частот

3 серия экспериментов



преимущество крупномасштабных структур

Гистограммы распределения частот при $\Delta X=29$ см (а), 32 см (б) и 36 см (в). Число Маха потока 1.59.

Выводы

1. Проведен анализ фотоизображений свечения распределенного наносекундного поверхностного скользящего разряда в сверхзвуковых потоках воздуха с числами Маха 1.17-1,59 и плотностью 0.06-0.18 кг/м³ за плоскими ударными волнами с числами Маха 2.38-4.48 в канале ударной трубы.
2. Написана программа обработки фотоизображений свечения разряда, включающая сканирование интенсивности в плоскости изображения в двух направлениях, Фурье- преобразование полученных зависимостей и поиск значимых пространственных частот. Разработанный математический аппарат использован для описания турбулентной структуры различных стадий течения в пограничном слое за фронтом плоской ударной волны.
3. Определены характерные масштабы турбулентных структур в пограничном слое, связанные с масштабами структурных элементов поля свечения разряда, которые в направлении потока могут достигать 1.7-5.9 мм.
4. Показано, что характер развития турбулентности в пограничном слое при разных экспериментальных условиях имеет общие черты. В начале турбулентной области наблюдается большое число структур близких масштабов. В области развитой турбулентности количество типов структур уменьшается, усиливаются низкие пространственные частоты, соответствующие структурам большого масштаба.

СПАСИБО за внимание!