

УДК 533.06.11

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ УДАРНОЙ ВОЛНЫ С ТУРБУЛЕНТНЫМ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ

© 2020 г. С. Г. Лу^{а,*,**}, С. Х. Йи^а, Л. Хе^а, Д. Д. Ганг^а, Х. Б. Нью^а

^а Колледж аэрокосмических наук и машиностроения, Национальный университет оборонных технологий, Чанша, Хунань, КНР

*E-mail: luxiaoge18@163.com

**E-mail: luxiaoge11@nudt.edu.cn

Поступила в редакцию 11.10.2019 г.

После доработки 17.12.2019 г.

Принята к публикации 17.12.2019 г.

Взаимодействие ударной волны с турбулентным пограничным слоем исследовано экспериментально в аэродинамической трубе с низким уровнем шума при числе Маха 3.4. Угол генератора ударной волны составлял $\theta = 15^\circ$ и число Рейнольдса на единицу длины равнялось $6.30 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$. Температура стенок и распределение давления на них во время процесса возмущения турбулентного пограничного слоя ударной волной были получены на основе метода температурно-чувствительного окрашивания и системы определения параметров воздуха, установленной заподлицо на стенке трубы, при этом основное поле течения в области взаимодействия было секционировано. Одновременно используя средства рассеяния плоскополяризованного лазерного излучения наномаркерами, в области взаимодействия были зарегистрированы мгновенные тонкие структуры и на их основе проанализирована пространственно-временная эволюция структуры течения. Изображения, полученные методами визуализации течения, показали, что место колебаний индуцированной ударной волной удовлетворяет нормальному распределению. При сравнении изображений, полученных при визуализации течения, и данных измерений температуры была обнаружена корреляция между структурой течения в области взаимодействия и изменением температуры стенки. В то же время колебания давления на стенке в центральной части области взаимодействия ударной волны и турбулентного пограничного слоя были измерены высокочастотным датчиком пульсационного давления. Результаты измерений плотности энергетического спектра показали, что при воздействии ударной волны, приходящей из генератора ударных волн, на интервале колебаний индуцированной ударной волны имеются две характеристических частоты сигнала, равные 12 и 30 кГц. Для сигнала с частотой 12 кГц величина частоты и амплитуда возрастали от зоны турбулентного пограничного слоя к области местного отрыва потока, и энергия колебаний индуцированной ударной волны увеличивалась. В каждой точке измерений амплитуда пика сигнала постепенно уменьшалась от области местного отрыва потока к зоне его вторичного присоединения, тогда как энергия сигнала постепенно ослабевала. Для высокочастотного сигнала на частоте 30 кГц изменение частоты каждого канала было относительно небольшим, сравнительно устойчивым, и энергия сигнала фокусировалась.

Ключевые слова: сверхзвуковой пограничный слой, взаимодействие ударной волны и турбулентного пограничного слоя, визуализация течения, плотность энергетического спектра

DOI: 10.31857/S0568528120030081

Взаимодействие ударной волны с турбулентным пограничным слоем является типичным явлением, широко распространенным во внешних и внутренних течениях различных супер- или гиперзвуковых летательных аппаратов. Зависящие от времени характеристики взаимодействия ударной волны и пограничного слоя тесно связаны с числом Маха набегающего потока, характеристиками течения в исходном пограничном слое, модой формирования ударной волны, интенсивности падающей ударной волны и т.д. Более того, рассматриваемое явление оказывает существенное воздействие на характеристики полета супер- или гиперзвуковых летательных аппаратов и имеет чрезвычайно большое значение для проводимых исследований и инженерных приложений. В 1939 г. явление взаимодействия ударной волны и пограничного слоя было впер-

вые обнаружено в экспериментах в аэродинамической трубе [1]. Начиная с этого времени, характеристики взаимодействия ударной волны и пограничного слоя были повсеместно исследованы в течение восьмидесяти лет. Во многих исследованиях характеристики взаимодействия ударной волны и ламинарного пограничного слоя были сравнительно хорошо согласованы между собой. В противоположность этому явления взаимодействия ударной волны и турбулентного пограничного слоя являются более общими, однако их характеристики сложнее и механизм возникающего течения все еще не очень ясен. В [2–5] в экспериментах в аэродинамической трубе и при теоретическом анализе невязких течений была обнаружена важность явления взаимодействия ударной волны и пограничного слоя. В то же время было найдено, что при условиях перехода через скорость звука характеристики взаимодействия ударной волны и пограничного слоя тесно связаны со структурой поля течения входящего пограничного слоя (является ли он ламинарным или турбулентным). Начиная с конца 40-х годов прошлого столетия, в ходе исследования явления отрыва потока в пограничном слое, инициированном ударными волнами, в [6] были использованы комбинации теневых изображений, полученных теневым методом, для детальной проработки структуры поля течения, возникающего при взаимодействии ударной волны и турбулентного пограничного слоя. В [7, 8] были подведены предварительные итоги предыдущих исследований двумерного взаимодействия ударной волны и пограничного слоя. В [9–11] были сделаны обзоры результатов исследований, посвященных зависящим от времени и трехмерным характеристикам ударных волн и пограничного слоя. Начиная с этого времени, исследование взаимодействия ударной волны и пограничного слоя стало перемещаться в диапазон супер- и гиперзвукового течения.

В последнее время, с быстрым развитием методики визуализации течения и улучшения возможностей численного моделирования, изучение взаимодействия ударной волны и пограничного слоя достигло нового уровня. Исследователи уделили больше внимания характеристикам нестационарного движения крупномасштабных структур при взаимодействии ударной волны и пограничного слоя. Было показано, что крупномасштабные когерентные структуры в пограничном слое во входном потоке оказывают важное влияние на зависящие от времени характеристики взаимодействия ударной волны и пограничного слоя. В исследовании [12] было найдено, что временной масштаб низкочастотного движения крупномасштабной структуры, возмущенной ударной волной и пограничным слоем, много больше, чем характерный временной масштаб исходного пограничного слоя. В [13] была предложена математическая модель с целью объяснения характеристик низкочастотного движения, возмущенного при взаимодействии ударной волны и пограничного слоя, и проанализированы важные численные примеры приложений этой математической модели. В более поздних исследованиях [14] корректность этой математической модели была также подтверждена экспериментально. В [15] было отмечено, что зависящие от времени характеристики взаимодействия ударной волны и пограничного слоя тесно связаны с частотными характеристиками в исходном пограничном слое. В [16] метод прямого численного моделирования был использован для изучения взаимодействия ударной волны и пограничного слоя. Было отмечено, что зависящие от времени характеристики крупномасштабных структур, возникающих при взаимодействии ударной волны и пограничного слоя, связаны обратной связью с шумом в исходном поле течения. В [17] взаимодействие ударной волны и пограничного слоя было исследовано экспериментально и было найдено, что низкочастотное движение отраженной ударной волны связано с закономерностями отрыва течения в зоне взаимодействия. В [18] были проанализированы результаты исследования взаимодействия падающей наклонной ударной волны и пограничного слоя. Отмечено, что трехмерная структура зоны отрыва является одной из важных причин возникновения зависящих от времени характеристик при взаимодействии ударной волны и пограничного слоя.

Метод рассеяния плоскополяризованного лазерного излучения наномаркерами является технологией тонкого измерения поля течения, развитой независимо группой исследователей, к которой принадлежат авторы настоящего исследования. В [19, 20] методика рассеяния плоскополяризованного лазерного излучения наномаркерами была впервые использована для экспериментального исследования взаимодействия ударной волны и пограничного слоя и наблюдения микромасштабной структуры поля течения, возникающего при таком взаимодействии. В [21–23] была получена тонкая структура течения в плоскости направления потока и в поперечной плоскости поля течения при взаимодействии ударной волны и пограничного слоя в случае различной интенсивности падающей ударной волны. Было также проанализировано поле скорости. В [24] в серии экспериментов была исследована тонкая структура поля течения в рассматриваемом взаимодействии при различных состояниях пограничного слоя. Было отмечено, что зона отрыва была длинной и узкой, когда течение в пограничном слое было ламинарным, и овальной, когда

исходный пограничный слой был турбулентным. В [25] тонкая структура поля течения в рассматриваемом взаимодействии была исследована при наличии воздействия генератора микро-вихрей, полагая, что механизм управления потоком состоит главным образом в индуктивном управлении усредненной по времени структуры в пограничном слое вверх по потоку. Несмотря на то что в исследованиях взаимодействия между ударной волной и пограничным слоем было много достижений, еще многое предстоит исследовать и тщательно изучить в механизме развития течения.

Взаимодействие между ударной волной и пограничным слоем подразделяется на два типа в соответствии с характеристиками ударной волны. Одним из них является взаимодействие между стационарной ударной волной и пограничным слоем такое, как взаимодействие между падающей наклонной ударной волной и пограничным слоем. Другим является взаимодействие между нестационарной ударной волной и пограничным слоем такое, как угол сжатия. Последний из упомянутых типов взаимодействия часто встречается в инженерных приложениях и имеется много связанных с этим взаимодействием исследований, но его поле течения является относительно сложным. В первом из упомянутых типов взаимодействия нет никакой необходимости рассматривать влияние нестационарной ударной волны само по себе, его структура течения относительно простая, поэтому такое взаимодействие больше подходит для использования в качестве объекта исследования механизма взаимодействия ударной волны и пограничного слоя.

В настоящей работе взаимодействие между падающей наклонной ударной волной и турбулентным пограничным слоем на стенке аэродинамической трубы выбрано в качестве объекта исследования. Методика рассеяния плоскополяризованного лазерного излучения наномаркерами и метод температурно-чувствительного окрашивания использованы для изучения структуры течения в пограничном слое в области взаимодействия с ударной волной в плоскости, ориентированной вдоль основного потока. В экспериментах найдены тонкая переходная структура течения в пограничном слое и распределение температуры на стенке в области взаимодействия. Проанализирована эволюция во времени и пространстве характеристик структуры возникающего течения. Одновременно высокочастотные датчики пульсационного давления были использованы для измерения пульсационного давления на стенке в центральной части области взаимодействия. Более того, вместе с процессами развития волны возмущений в пограничном слое изучены характеристики низкочастотных колебаний при нестационарном движении индуцированной ударной волны, когда ударная волна взаимодействует с турбулентным пограничным слоем.

1. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ОПЫТОВ

1.1. *Сверхзвуковая аэродинамическая труба с низким уровнем шума и экспериментальная модель.*

В данной работе экспериментальное исследование взаимодействия между ударной волной и турбулентным пограничным слоем было выполнено в сверхзвуковой аэродинамической трубе с низким уровнем шума в Аэродинамической лаборатории Национального университета оборонных технологий. Из-за реновации лаборатории аэродинамическая труба была демонтирована в 2014 г. и установка была смонтирована заново после реновации в июне 2018 г. Выпрямляющие устройства такие, как пористый обратный конус и демпфирующая сеть, были разработаны и помещены в форкамере. Высокочастотный датчик пульсационного давления Kulite XSE-062-30A был использован для перекалибровки турбулентности в свободном потоке в аэродинамической трубе в центре выходного сечения сопла в измерениях с помощью трубки Пито.

В [26] было обнаружено, что аэродинамическая труба следует дизайну прямой связи в своей структуре и ромбовидная зона в напрямую связанной рабочей секции отсутствует, что позволяет эффективно избежать влияния волны на ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое. В [27] это благоприятствует изучению тонкой структуры ламинарно-турбулентного перехода. Аэродинамическая труба работает с подсосом воздуха. Источник рабочего газа, осушающий его и удаляющий пыль, установлен вверх по потоку от форкамеры. В [28, 29] было измерено общее давление, равное 0.1 МПа, общая температура равнялась 300 К, а пульсационный уровень не превышал 5%. Длина измерительной секции составляла 550 мм, высота и ширина равнялись 120 и 100 мм соответственно. Для измерения поля течения и наблюдений с многих направлений в рабочей секции на четырех стенках трубы было установлено оптическое окно больших размеров. В данных экспериментах рабочее число Маха сверхзвуковой аэродинамической трубы с низким уровнем шума равнялось 3.4 и основные параметры течения в трубе приведены в табл. 1.

Экспериментальная установка, использованная в настоящем исследовании, включает генератор ударных волн с $\theta = 15^\circ$ и площадку измерений, которая представляет собой рабочую сек-

Таблица 1. Условия течения

Ma_∞	P_0 , МПа	T_0 , К	ρ_∞ , кг·м ⁻³	U_∞ , м·с ⁻¹	M , Па·с	Re , м ⁻¹
3.4	0.1	300	0.059	648.8	6.07×10^{-6}	6.30×10^6

цию аэродинамической трубы, где расположен турбулентный пограничный слой на стенке во входящем потоке. На рис. 1 изображены схема экспериментальной установки и распределение точек, в которых производятся измерения датчиками давления. Длина донной пластины для измерений 250 мм. Начальная точка донной пластины для измерений в рабочей секции выбрана в качестве начала координат (точка О), направление потока совпадает с положительным направлением оси x , вертикальная плоскость донной пластины для измерений для положительного направления оси y и направление вертикальной плоской поверхности есть положительное направление оси z .

Одиннадцать датчиков давления упорядочены в направлении оси x . Характерные положения точек измерения от СН1 до СН11 следующие: СН1 = 50 мм, СН2 = 97 мм, СН3 = 109 мм, СН4 = 121 мм, СН5 = 133 мм, СН6 = 145 мм, СН7 = 157 мм, СН8 = 169 мм, СН9 = 181 мм, СН10 = 193 мм и СН11 = 205 мм. В данном исследовании использовались высокочастотные датчики давления NS-2. Собственная частота датчика достигает 40 кГц, минимальное разрешение по давлению равно 100 Па и чувствительность датчика составляет около 2 мВ/кПа. Во время эксперимента динамическая система обработки сигналов использовалась для сбора сигналов с частотой взятия отсчетов 200 кГц.

1.2. Система для сверхзвуковой аэродинамической трубы

Система рассеяния плоскополяризованного лазерного излучения наномаркерами в основном включает в себя фотокамеру на приборе с зарядовой связью (CCD камера) с двойной экспозицией типа междустрочной передачи, синхронный контроллер, двухполостной лазер на алюмоиттриевом гранате с примесью неодима, генератор наночастиц и компьютерную систему. Разрешение CCD камеры составляет 2456×2058 пиксел, уровень яркости вывода изображения равен 4096, а минимальный временной интервал между двумя изображениями 200 нс. Пучок лазерного излучения имеет длину волны 532 нм, время одиночного импульса 6 нс, энергия импульса 350 мДж, а толщина перетяжки пучка менее 1 мм. Наночастицы TiO_2 взяты в качестве маркеров в системе рассеяния плоскополяризованного лазерного излучения наномаркерами из-за их хорошей способности следовать за потоком в гиперзвуковых течениях. Для детального описания этого метода можно сослаться на [30]. Синхронный контроллер с точностью временного контроля до 0.25 нс, что гораздо выше, чем у CCD камеры и импульса лазера, способен аккуратно управлять синхронизацией каждой из подсистем.

1.3. Методика температурно-чувствительного окрашивания

В методике температурно-чувствительного окрашивания используется оптический метод бесконтактного измерения для получения глобальных распределений температуры и теплового потока на поверхности модели. Этот метод способен воспроизвести картину течения в переходной области пограничного слоя и вблизи стенок. Система температурно-чувствительного окрашивания состоит из красочного покрытия, источника светодиодного возбуждения света, филь-



Рис. 1. Схема модельной установки.

тра, детектора и системы сбора данных. В настоящем эксперименте адгезивом, использованным для создания окрашенного слоя, служил поливинилбутираль, растворителем был 99.9% этиловый спирт, разбрызганный по поверхности модели пистолетом-распылителем высокого давления, а толщина покрытия была около 20 мкм.

Вначале, перед экспериментом, была проведена калибровка в термостате. Затем модель с окрашенным слоем была помещена в рабочую секцию аэродинамической трубы. В детекторе была использована полупроводниковая камера на приборах с зарядовой связью (CCD камера) для регистрации изображения перед и после действий в аэродинамической трубе, в согласии с процессом эксперимента. Распределения температуры и теплового потока на поверхности модели были получены после обработки данных.

В настоящем эксперименте были зарегистрированы изображения поверхности модели перед и после рабочих действий в аэродинамической трубе. После последующей обработки данных распределение температуры находится из интенсивности света и распределение теплового потока на поверхности модели может быть вычислено из расчетной формулы Кука–Фельдермана, имеющей следующий вид:

$$q_w(t) \cong 2\sqrt{\frac{k\rho c}{\pi}} \sum_{i=1}^n \frac{\nabla T_w(t_i) - \nabla T_w(t_{i-1})}{\sqrt{t_n - t_i} + \sqrt{t_n - t_{i-1}}}. \quad (1.1)$$

В этой формуле $q_w(t)$ представляет собой тепловой поток во время t , $\nabla T_w(t)$ описывает подъем температуры поверхности окрашенного слоя во время t , а k , ρ и c являются теплопроводностью, плотностью и удельной теплоемкостью изоляционного слоя соответственно.

2. РЕЗУЛЬТАТЫ И АНАЛИЗ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

2.1. Анализ основного поля течения при взаимодействии ударной волны и пограничного слоя

В данном эксперименте окрашенное покрытие было вначале распылено по области измерений на поверхности стенок модели и температурно-чувствительная окраска была измерена. Область распыления окрашенного покрытия лежала в диапазоне 60–250 мм вдоль по потоку (по оси x) и в диапазоне –48.9–48.9 мм в поперечном направлении (по оси z). В то время как метод температурно-чувствительного окрашивания использовался для измерения основного поля течения в ударной волне и турбулентном пограничном слое, имелись также двадцать девять отверстий диаметром 1 мм для измерения давления, расположенных вдоль направления потока в центральной плоскости симметрии поверхности стенок модели. Положение первой точки измерений было $x = 50$ мм и остальные двадцать восемь точек измерений были равномерно распределены в диапазоне $x = 84–219$ мм. Распределение давления на поверхности модели измерялось системой определения параметров воздуха, установленной заподлицо на стенке трубы.

На рис. 2а изображены результаты измерений изменения температуры стенки. Из рис. 2а можно видеть, что при работе аэродинамической трубы распределение температуры в области пограничного слоя на стенке в основном разделяется на область исходного турбулентного пограничного слоя, область индуцированных колебаний ударной волны, зону отрыва течения, область вторичного присоединения пограничного слоя, пограничный слой на боковой стенке и т.д. Изменение температуры было относительно однородным при значениях продольной координаты $x = 60–115$ мм, что соответствовало исходному турбулентному пограничному слою на стенке аэродинамической трубы. Температура стенки модели была наименьшей при значениях $x = 145–200$ мм, что, как предполагалось, соответствовало зоне отрыва потока, индуцированного взаимодействием ударной волны и турбулентного пограничного слоя. В области вдоль потока при $x = 115–145$ мм изменение температуры поверхности стенки происходило между турбулентным пограничным слоем и зоной отрыва потока. Исходя из теоретических результатов исследования взаимодействия ударной волны и турбулентного пограничного слоя, эта зона является областью нестационарного движения индуцированной ударной волны, которая определяется как область индуцированных колебаний ударной волны. Наконец, в области вдоль потока при значениях $x = 200–250$ мм температура постепенно возрастала до того же уровня значений, который соответствует температуре в исходном турбулентном пограничном слое.

Из-за ограничений на размеры рабочей секции пограничный слой на поверхности боковой стенки в области измерений будет воздействовать на результаты измерений, однако он не воздействует на анализ структуры основного поля течения при взаимодействии ударной волны и турбулентного пограничного слоя в средней области основного течения. Из полученных резуль-

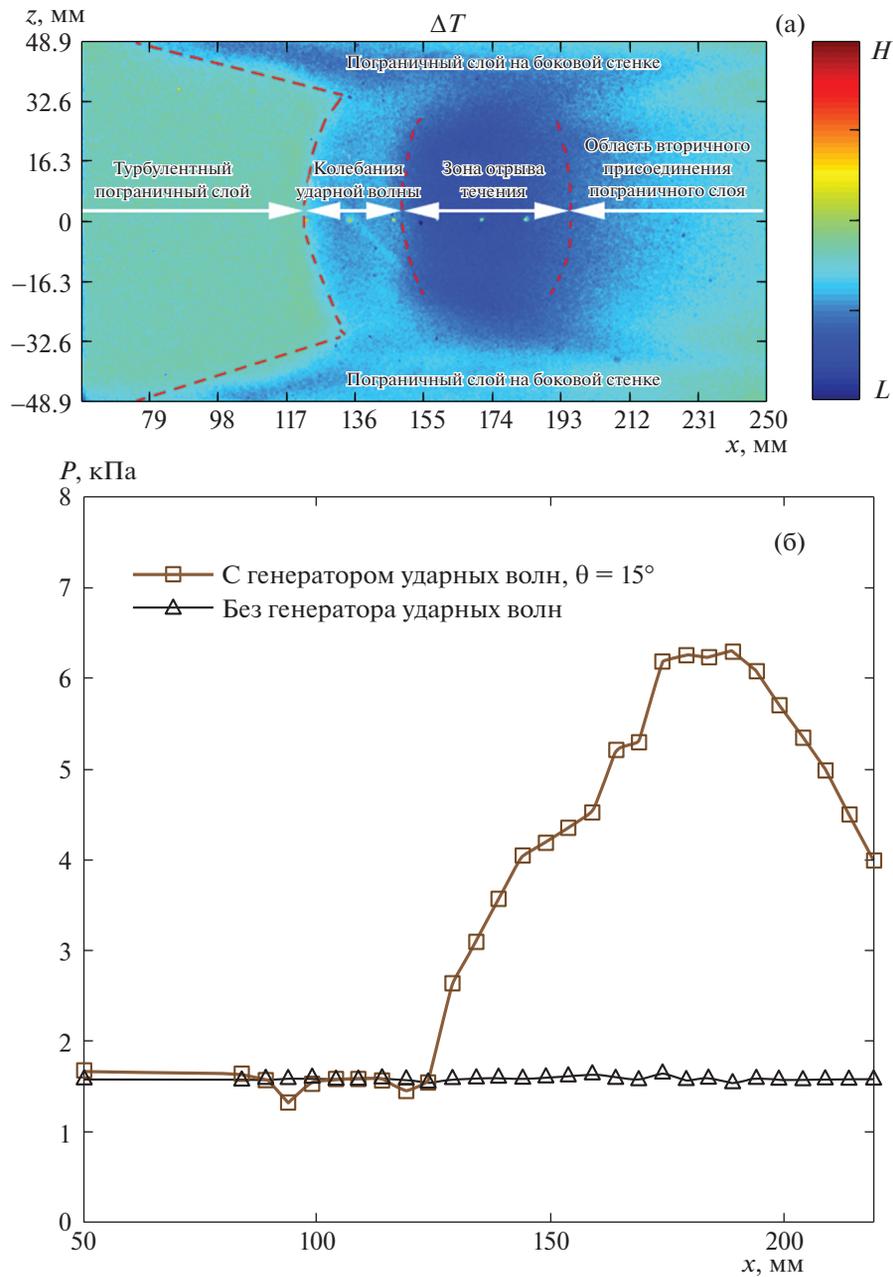


Рис. 2. Результаты измерения методом температурно-чувствительного окрашивания и распределение давления на поверхности при взаимодействии ударной волны с пограничным слоем. Результаты применения температурно-чувствительного окрашивания (а) и распределение давления на поверхности (б).

татов следует, что при условиях течения с числом Маха 3.4 и числом Рейнольдса на единицу длины $6.30 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$ изменение температуры вдоль направления потока в области измерений было относительно большим в зоне турбулентного пограничного слоя. По мере того, как скорость потока воздуха убывала после того, как ударная волна была индуцирована, трение на стенке ослабевало относительно турбулентного пограничного слоя, так что температура постепенно убывала после входа ударной волны в область индуцированных колебаний. Температура в зоне отрыва потока является наименьшей и пограничный слой испытывает вторичное присоединение вниз по потоку от зоны отрыва. В процессе восстановления пограничного слоя скорость пограничного слоя как квазиупорядоченной структуры постепенно возвращается к значениям, близким к скорости основного потока, и температура стенки также постепенно поднимается и возвращается к значениям, согласующимся с исходным турбулентным пограничным слоем.

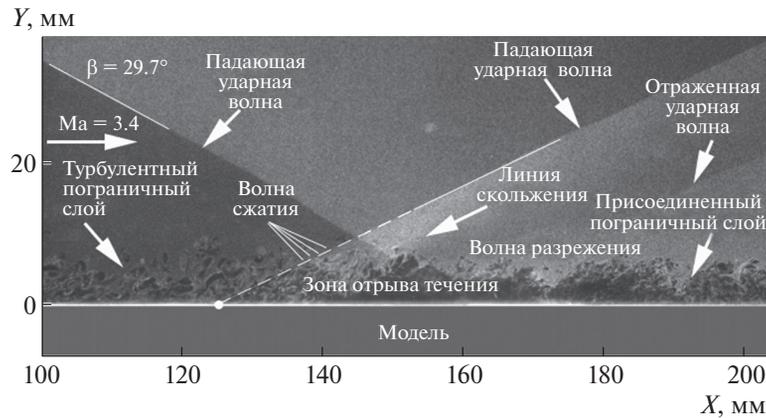


Рис. 3. Изображение визуализации потока в продольной плоскости при взаимодействии ударной волны с пограничным слоем.

На рис. 2б дано распределение давления на стенке при взаимодействии ударной волны и турбулентного пограничного слоя при тех же условиях, как полученные экспериментально методом температурно-чувствительного окрашивания. На этом рисунке черная кривая с треугольниками представляет собой кривую распределения давления на стенке в исходном турбулентном пограничном слое, когда генератор ударных волн не установлен, а красная кривая с квадратиками дает распределение давления на стенке, когда генератор ударных волн установлен. Как можно видеть из рис. 2б, когда генератор ударных волн отсутствует, давление в турбулентном пограничном слое на стенке стремится быть стабильным. После инсталлирования генератора ударных волн давление на стенке в турбулентном пограничном слое начинает быстро повышаться в точке измерений с номером 10 ($x = 124$ мм) и пик давления достигается в точке измерений с номером 23 ($x = 189$ мм). Вместе со структурой течения это явление было проанализировано следующим образом. Падающая ударная волна воздействует на турбулентный пограничный слой на донной пластине, вызывая отрыв пограничного слоя. Исходный пограничный слой расширяется под влиянием обратного градиента давления. Последовательность систем волн разрежения генерируется вблизи зоны отрыва течения и образуются индуцированные ударные волны, что, соответственно, генерирует возникновение зоны отрыва. Таким образом, давление на стенке быстро возрастает в точке 10 ($x = 124$ мм) и достигает пика в точке 23 ($x = 189$ мм), которая расположена вблизи области между зоной отрыва и областью вторичного присоединения потока. Когда вновь присоединенный пограничный слой продолжает развиваться вдоль стенки, давление постепенно убывает и восстанавливается до значений во входящем турбулентном пограничном слое на поверхности стенки.

2.2. Анализ тонкой структуры и характеристик поля течения при взаимодействии

Для дальнейшего изучения процесса развития пограничного слоя на стенке под влиянием падающей ударной волны тонкая структура течения, возникающего при взаимодействии ударной волны с турбулентным пограничным слоем, была измерена с помощью визуализации потока методом нано-трассировки за счет рассеяния плоскополяризованного лазерного излучения. На рис. 3 приведено изображение визуализации течения для переходной структуры потока в области взаимодействия. Время, через которое CCD камера производила снимки, равнялось 10 мкс, а диапазон пространственных измерений находился в центральной плоскости стенки между 100 и 205 мм. Пространственное разрешение изображений составляло 51 мкм/пиксель, течение направлено слева направо. На этом рисунке можно четко видеть всю структуру и процесс развития течения в области взаимодействия. На основе изображения структуры течения была проанализирована эволюция исследуемого процесса во времени.

В экспериментах турбулентный пограничный слой на стенках аэродинамической трубы является входящим пограничным слоем. Когда падающая ударная волна воздействует на пограничный слой на стенках, из-за разности давлений между фронтальной и тыльной частью падающей ударной волны, давление набегающего потока после прохождения через падающую ударную волну возрастает и распространяется вверх по потоку через дозвуковую область внутри пограничного слоя и генерирует обратный градиент давления. Таким образом, пограничный слой

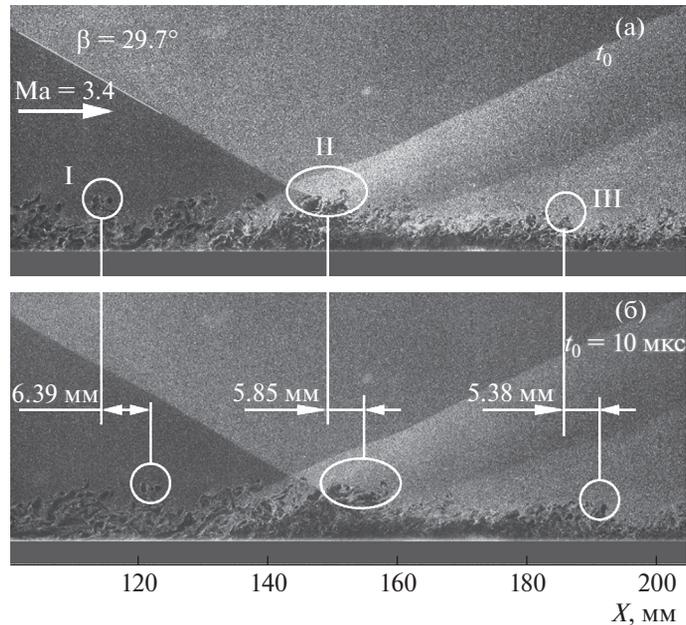


Рис. 4. Соотнесенные со временем изображения визуализации потока в продольной плоскости при взаимодействии ударной волны с пограничным слоем.

быстро развивается и утолщается, заставляя пограничный слой оторваться и образовать зону отрыва потока. Образуется сдвиг между оторвавшимся течением и зоной отрыва, вынуждая основное течение генерировать серию слабых волн сжатия.

На основе анализа большого числа фотографий поля переходного течения, сделанных во время эксперимента, можно заключить, что эта серия слабых волн сжатия сливается вместе на некотором расстоянии от поверхности стенки, чтобы образовать индуцированные наклонные ударные волны. Кроме того, в процессе развития пограничного слоя инициируется нестационарное движение ударной волны и зоны отрыва вперед и назад по потоку. По мере того, как влияние падающей ударной волны на пограничный слой ослабевает, пограничный слой вновь присоединяется к той стенке, где произошел отрыв, и веер волны разрежения возникает на задней стороне зоны отрыва. После этого поток воздуха и стенка вновь взаимодействуют, чтобы сформировать последовательность волн сжатия, сходящихся в конце концов вместе так, чтобы сформировалась отраженная ударная волна, и повторно присоединенный пограничный слой возвращается в прежнее состояние и превращается в турбулентный пограничный слой.

На рис. 4а и 4б приведены соотнесенные со временем изображения визуализации потока в продольной плоскости при взаимодействии ударной волны с пограничным слоем. Из соотнесенных со временем изображений на рис. 4а и 4б можно видеть, что структура турбулентного пограничного слоя на поверхности стенки в набегающем потоке неизменна при $\Delta t = 10$ мкс. Смещение вихревой структуры I вдоль направления потока составляло 6.39 мм в течение временного интервала длиной 10 мкс, а вычисленная скорость была около 639 м/с. Из фотографии также можно видеть, что движение вихревой структуры I пограничного слоя по большей части трансляционное, сама по себе структура почти не меняется. Что касается вихревой структуры II, соответствующей взаимодействию ударной волны с пограничным слоем, то из-за существования области отрыва, когда входящий турбулентный пограничный слой проходит через индуцированную ударную волну, вихревая структура II изменяется очень сильно. Направление потока больше не параллельно стенке, что проявляется в появлении смещения в двух направлениях. Смещение в направлении потока составляет 5.85 мм, скорость около 585 м/с, что намного меньше скорости основного течения. Это происходит из-за уменьшения скорости потока после инициирования ударной волны. Вертикальное смещение составляет 0.52 мм, скорость в вертикальном направлении около 52 м/с. Сравнивая смещения направлений потока, можно заключить, что смещение в вертикальном направлении намного меньше горизонтального смещения. Вниз по потоку от области отрыва скорость потока продолжает уменьшаться из-за воздействия пограничного слоя, заново проходящего через падающую ударную волну. Что касается вихревой

структуры III в области вторичного присоединения потока, смещение вдоль потока равняется 5.38 мм и соответствующая продольная скорость смещения около 538 м/с. Именно из-за ударной волны связанная структура в турбулентном пограничном слое более раздробленная и ее трехмерные характеристики очевидны.

Траектории индуцированных ударных волн были статистически проанализированы на основании шестисот фотоснимков визуализации потока, не зависящих от времени в течение эксперимента, в соответствии с нестационарным движением индуцированной ударной волны во время взаимодействия между ударной волной и турбулентным пограничным слоем. Результаты применения специального статистического метода изображены белой ломаной линией на рис. 3. На этом рисунке индуцированная ударная волна простирается в обратном направлении вдоль белой ломаной линии после прохождения через место пересечения падающей и индуцированной ударных волн. Получены координаты точки пересечения x_i линий обратного простираения индуцированной ударной волны и оси x . Поскольку положение точки пересечения находится на пересечении пограничного слоя и поверхности стенки, трудно идентифицировать в пикселах координаты точки пересечения непосредственно в соответствии со шкалой яркости изображения. В настоящем исследовании данные о координатах всех точек пересечения x_i были получены, идентифицируя вручную прочитанные точки. Ошибка в процессе извлечения данных была меньше пяти пикселей. В соответствии с преобразованием пространственного разрешения изображений, ошибка в процессе ручной идентификации прочитанных точек могла контролироваться в диапазоне приемлемых значений в пределах 0.25 мм. Интервальный диапазон колебаний индуцированной ударной волны в ходе эксперимента был статистически обработан, как изображено на рис. 5а.

Согласно полученным статистическим данным, изображенным на рис. 5а, координаты положения индуцированной ударной волны, подверженной влиянию ударной волны и пограничного слоя, были сведены в некоторый файл, и плотность распределения вероятностей координат положения индуцированной ударной волны была рассчитана с помощью функции `ksdensity` в пакете Matlab, чтобы получить изображение плотности распределения вероятностей положения индуцированной ударной волны, воспроизведенной на рис. 5б. Из этого рисунка можно видеть, что кривая распределения координат положения индуцированной ударной волны аналогична кривой нормального распределения.

Для дальнейшей верификации характеристик распределения координат положения индуцированной ударной волны с помощью функции `normplot` в пакете Matlab, характеристики распределения статистических данных были протестированы и изображены на рис. 5в. Из рис. 5в можно видеть, что точки статистических данных в основном ложатся на прямую линию. Это указывает на то, что статистические данные хорошо согласуются с нормальным законом распределения. Сопоставляя статистические результаты исследования взаимодействия ударной волны с турбулентным пограничным слоем, полученные методами температурно-чувствительного окрашивания и визуализации течения, можно заключить, что диапазон колебаний ударной волны лежит в интервале 110–130 мм. Также верифицировано, что изменение структуры течения в пограничном слое на стенке согласуется с изменением температуры потока на стенке.

2.3. Анализ типичных результатов измерения давления при взаимодействии ударной волны с пограничным слоем. На рис. 6а и 6б изображены временные отрезки сигналов пульсаций давления, измеренных одним из датчиков давления в точках измерения перед и после старта аэродинамической трубы, соответственно, при этом данные, приведенные на 6б, были поделены на среднее значение измеренных пульсаций давления. Из данных, изображенных на временных диаграммах на рис. 6а и 6б, можно видеть, что уровень пульсаций давления, измеренных датчиком после старта аэродинамической трубы, существенно выше, чем уровень пульсаций давления перед началом ее работы. Однако, только пульсация давления поля течения во временной области может быть видна из временных рядов сигналов давления и характеристики распределений поля течения в частотной области не могут быть воспроизведены. В настоящем исследовании метод плотности энергетического спектра, который, как правило, используется для изучения характеристик частотной области сигналов, был применен для анализа всех сигналов датчиков давлений в точках измерений.

Расчет энергетического спектра полученных данных был выполнен методом Уэлча. Метод Уэлча представляет собой эффективный метод оценки энергетического спектра за счет сегментирования и организации многооконного интерфейса, который может эффективно уменьшить дисперсию оценки спектра и в то же время сделать так, чтобы результирующий энергетический спектр имел достаточное частотное разрешение. Во время обработки данных каждый их сегмент

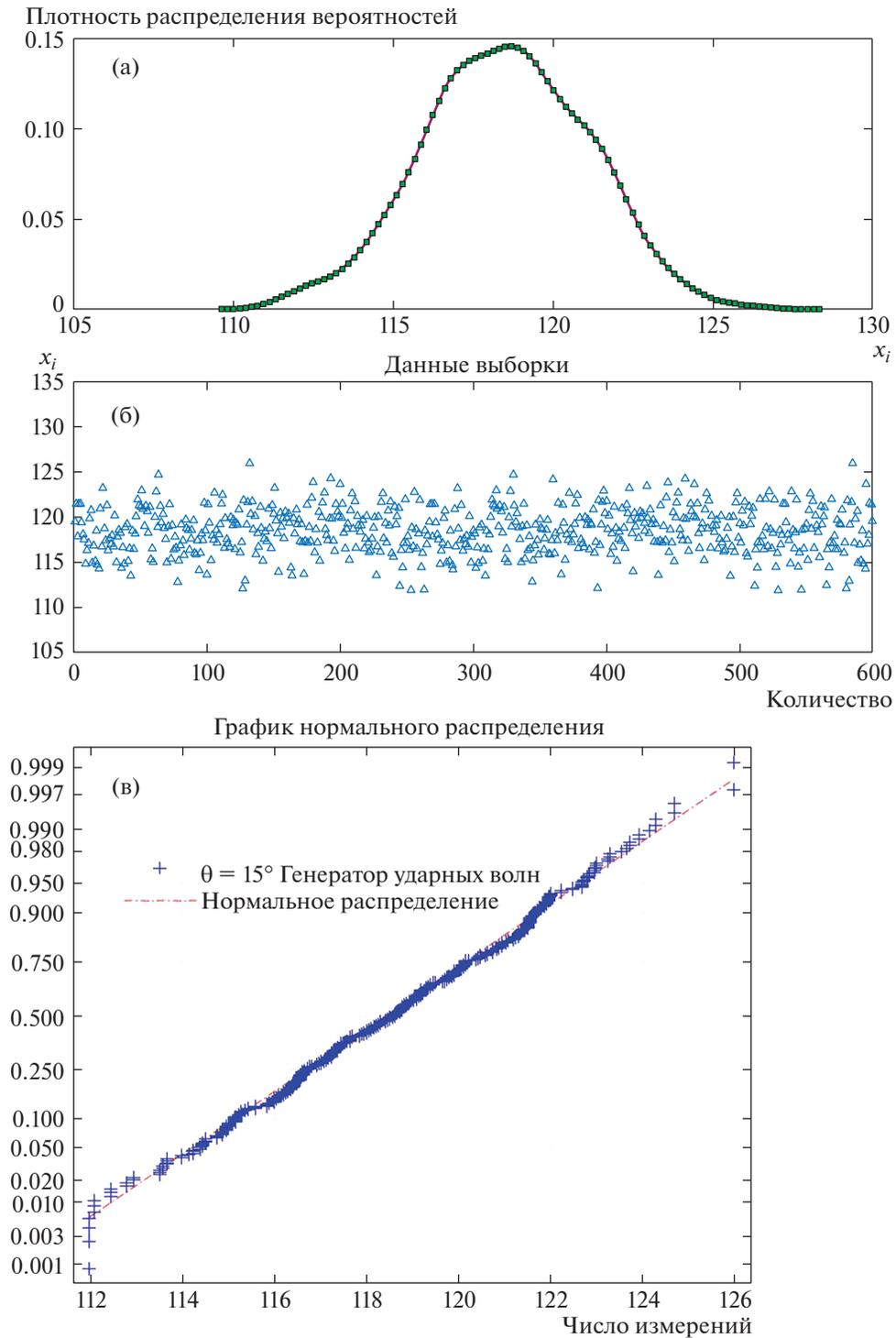


Рис. 5. Нормальное распределение индуцированной ударной волны. Статистика положений ударной волны (а); плотность распределения вероятностей положения колебаний (б); Тестирование положения колебаний на нормальное распределение.

рассчитывается и анализируется с данными временного интервала с трехсекундной характерной длиной. Для нестационарных характеристик взаимодействия ударной волны и турбулентного пограничного слоя, изученного в настоящей работе, энергетический спектр, рассчитанный вышеупомянутым методом обработки данных, отвечает требованиям частотного разрешения. Кроме того, дисперсия оценки энергетического спектра была уменьшена посредством вычисления

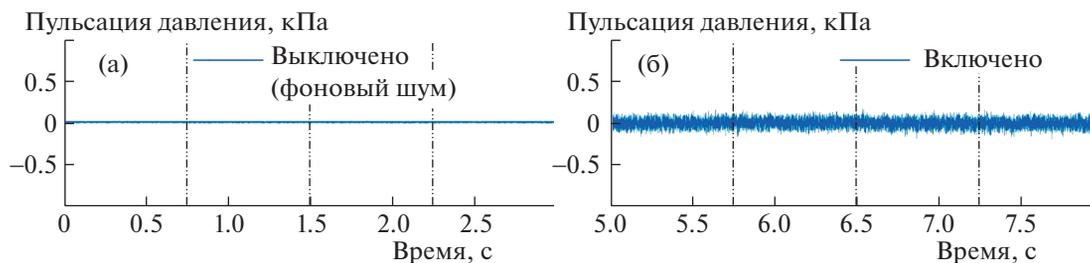


Рис. 6. Запись изменения по времени пульсаций давления, измеренных датчиком давления. (а) Результаты перед началом работы аэродинамической трубы. (б) Результаты после начала работы аэродинамической трубы.

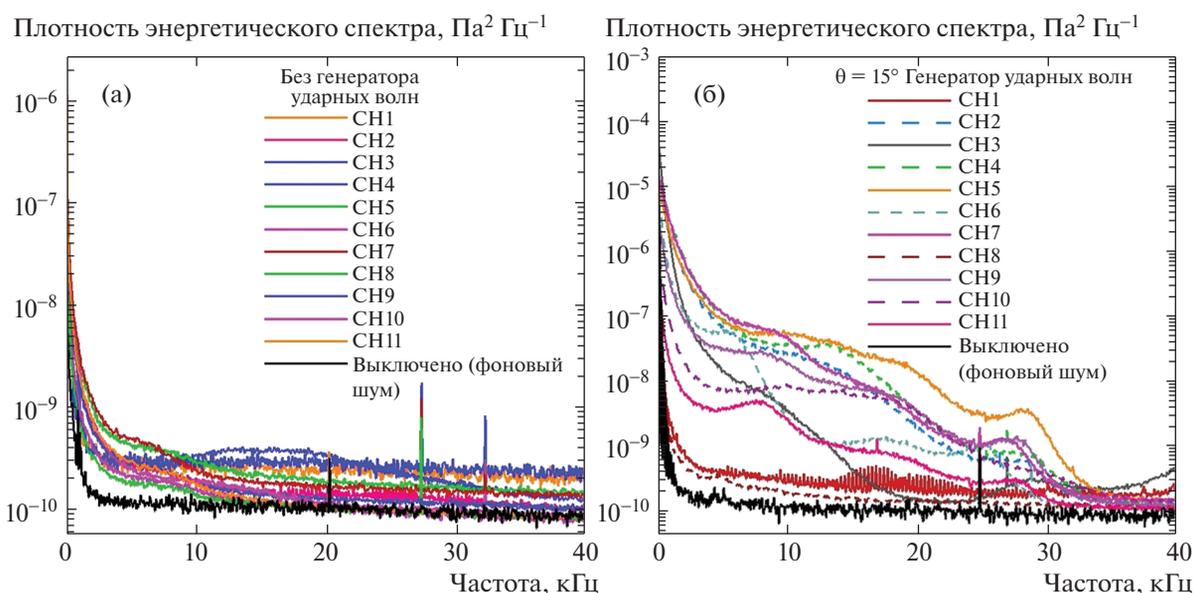


Рис. 7. Типичные результаты для плотности энергетического спектра. (а) Без генератора ударных волн; (б) С генератором ударных волн $\theta = 15^\circ$.

статистического среднего в процессе анализа данных, так что результирующий энергетический спектр может эффективно воспроизводить распределение области частот сигнала измерений. Для того, чтобы избежать влияния фонового шума на эффективную информацию о поле течения в процессе анализа сигнала датчика давления, перед приведением в действие аэродинамической трубы сигнал давления был извлечен из данных измерений каждого канала и этот сигнал был использован в качестве фонового шума для каждого датчика канала.

Вышеизложенный метод принят для анализа сигналов 11 датчиков давления в процессе взаимодействия ударной волны и турбулентного пограничного слоя. Из результатов измерений плотности энергетического спектра, представленных на рис. 7а и 7б, можно видеть, что на каждой гармонике распределение фонового шума датчиков исключает точки шума на отдельных частотах. Другие частотные составляющие относительно средние. На рис. 7а изображены результаты измерений плотности энергетического спектра для каждой точки, в которой были смонтированы датчики давления вдоль направления потока, когда генератор ударных волн не был установлен. Из этих результатов следует, что частотное распределение в общем было относительно однородным. Не было какого-либо очевидного характерного частотного распределения в частотном диапазоне 40 кГц для полностью турбулентного пограничного слоя во входном течении в аэродинамической трубе. На рис. 7б изображены результаты измерений плотности энергетического спектра после установки генератора ударных волн с $\theta = 15^\circ$. Вследствие влияния падающей ударной волны, инициированной генератором ударных волн с $\theta = 15^\circ$, когда аэродинамическая труба начинала работать, генерировалась некоторая характерная система волн

возмущения в турбулентном пограничном слое на поверхности стенок аэродинамической трубы. Энергия давления на поверхности стенок перераспределялась в области частот и пограничный слой на поверхности стенок имел очевидное изменение частот вдоль направления потока. При работе аэродинамической трубы энергия низкочастотных составляющих в сигналах пульсационного давления существенно возрастала по сравнению с сигналами в частотно-временной области без генератора ударных волн, вокруг 10 и 30 кГц возникало характерное распределение частот и две точки максимума появлялись в некоторых точках измерений.

Результаты измерений, изображенные на рис. 7б, были всесторонне проанализированы по спектру с целью дальнейшего изучения нестационарных характеристик при взаимодействии между ударной волной и турбулентным пограничным слоем в сочетании с результатами анализа основного поля течения методом температурно-чувствительного окрашивания и характеристик тонкой структуры визуализации течения. Точки измерений СН1–СН3 были расположены на интервале турбулентного пограничного слоя. Из спектра сигнала канала СН1, расположенного при $x = 50$ мм, следует, что падающее ударно-волновое возмущение вниз по потоку в направлении течения не было передано к положению СН1. Сигнал в частотной области по существу такой же, как сигнал, полученный при отсутствии генератора ударных волн, в то время как сигналы в частотной области в точках измерений СН2 и СН3 находились под воздействием колебания индуцированной ударной волны вниз по потоку. Относительно широкое распределение области частот возникает вблизи частоты 10 кГц, и максимальный уровень сигнала появляется на частоте 30 кГц. Сигналы в частотной области для точки измерений СН4, расположенной при $x = 121$ мм в области колебания индуцированной ударной волны, имеют то свойство, что максимальные уровни сигнала достигаются на частотах 12 и 30 кГц. По сравнению с распределением в области частот в СН3 и СН4, характеристические частота и амплитуда низкочастотного сигнала в СН4 возрастают, что указывает на то, что энергия колебаний индуцированной ударной волны усилилась. Из рассмотрения тонкой структуры взаимодействия ударной волны и турбулентного пограничного слоя следует, что сигнал на частоте 12 кГц соответствует характерной частоте, генерированной, когда индуцированная ударная волна движется взад-вперед в области колебаний. Что касается сигнала со вторым энергетическим пиком на частоте 30 кГц, то, как кажется, помимо наведенного низкочастотного движения ударной волны и зоны отрыва как единого целого в процессе взаимного влияния ударной волной и турбулентного пограничного слоя, внутри зоны отрыва дополнительно присутствовал высокочастотный пульсирующий сигнал на частоте 30 кГц. Что касается точек измерений СН5–СН11 в зоне отрыва, максимальный сигнал возникает на частотах 10 и 30 кГц, значение частоты будет до некоторой степени изменяться, так что амплитуда максимального сигнала в каждой точке измерений постепенно уменьшается в направлении потока. Это показывает, что с развитием пограничного слоя энергия влияния падающей ударной волны в области пограничного слоя также постепенно ослабевает. Из имеющихся результатов следует, что после того, как пограничный слой входит в область вторичного присоединения потока, распределение спектра частот пульсаций давления, развивающихся на стенке, находится в согласии с сигналом в точке измерений СН1.

ВЫВОДЫ

Взаимодействие между ударной волной, приходящей от генератора ударных волн с $\theta = 15^\circ$, и турбулентным пограничным слоем на стенке во входящем потоке было исследовано экспериментально при числе Маха 3.4 в сверхзвуковой аэродинамической трубе с низким уровнем шума. Характеристики нестационарного течения при взаимодействии между ударной волной и турбулентным пограничным слоем были проанализированы с помощью метода температурно-чувствительного окрашивания и системы определения параметров воздуха, установленной заподлицо на стенке трубы, методом рассеяния плоскополяризованного лазерного излучения наномаркерами, и измерениями пульсационного давления высокочастотными датчиками.

В соответствии с распределением температуры и данными о давлении, возмущение было разделено на область исходного турбулентного пограничного слоя, область колебаний индуцированной ударной волны, зону отрыва, область вторичного присоединения пограничного слоя и пограничный слой на боковых стенках. Более того, было получено изображение тонкой структуры переходного течения в пограничном слое и проанализированы временные и пространственные характеристики эволюции структуры течения. В то же время изображения переходного течения были проанализированы статистически и найдено, что положение зоны колебаний индуцированной ударной волны удовлетворяет нормальному распределению. Вместе с экспериментальными результатами по визуализации потока и температурно-чувствительному окраши-

ванию была получена корреляция между структурой течения в области взаимодействия и изменениями температуры на стенке. Получены результаты измерения плотности энергетического спектра сигналов пульсаций давления на стенке в центральной части области взаимодействия между ударной волной и турбулентным пограничным слоем. При условии, что число Маха равно 3.4 и число Рейнольдса на единицу длины равно $6.30 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$, при условиях и возможностях текущих измерений не было измерено никаких очевидных сигналов с характеристической частотой для входящего полностью турбулентного пограничного слоя. Под действием ударной волны, падающей от генератора ударных волн, имеются два сигнала с характеристическими (центральными) частотами 12 и 30 кГц на интервале колебаний индуцированной ударной волны. Из всестороннего анализа плотности энергетического спектра всех датчиков давления следует, что для низкочастотных сигналов на 12 кГц значение частоты и амплитуда пограничного слоя возрастают от зоны турбулентного пограничного слоя к зоне отрыва, что указывает на то, что энергия колебаний индуцированной ударной волны возрастает. Амплитуда максимального сигнала в каждой точке измерений постепенно убывает от зоны отрыва до области вторичного присоединения потока и энергия также постепенно уменьшается. Что касается высокочастотных сигналов на частоте 30 кГц, для них изменение частоты каждого канала было малым, относительно стабильным и энергия была относительно сфокусирована.

ФИНАНСИРОВАНИЕ

Исследование было поддержано Национальным проектом для исследования и развития главных научных инструментов Китая (грант № 11527802) и Главным исследовательским планом национального фонда естественных наук Китая (гранты № 91752102 и 11832018) и Национальным планом ключевых исследований и развития Китая (грант № 2016YFA0401200). Эта поддержка принимается с благодарностью.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Ferri A.* Experimental results with airfoils tested in the high speed tunnel at Guidonia // NACA TM 946. 1939.
2. *Fage A., Sargent R.F.* Shock wave and boundary layer phenomena near a flat surface // Proc. Roy. Soc. A. 1947. V. 190. № 1. P. 1–20.
3. *Ackeret J., Feldmann F., Rott N.* Investigations of compression shocks and boundary layers in gasses moving at high speed // NACA TM 1113. 1947.
4. *Liepmann H.W.* The interaction between boundary layer and shock waves in transonic flow // Journal of the Aeronautical Sciences. 1946. V. 13. № 12. P. 623–638.
5. *Donaldson C., Du P.* Effects of interaction between normal shock and boundary layer // NACA CB 4A27. 1944.
6. *Green J.E.* Interactions between shock waves and turbulent boundary layers // Prog. Aero. Sci. 1970. V. 11. P. 253–340.
7. *Hankey W.L., Holden M.S.* Two-dimensional shock-wave boundary layer interactions in high-speed flows // AGARD Rept. 203. Paris. France. 1975.
8. *Adamson T.C., Messiter A.F.* Analysis of two-dimensional interactions between shock waves and boundary layers // Annu. Rev. Fluid Mech. 1980. V. 12. P. 103–138.
9. *Delery J., Marvin J.G., Reshotko E.* Shock-wave boundary layer interactions // AGARD Rept. 280. Paris. France. 1986.
10. *Dolling D.S.* Fifty years of shock wave/boundary layer interaction research: what next? // AIAA J. 2001. V. 39. № 8. P. 1517–1531.
11. *Smits A.J., Dussauge J.P.* Turbulent Shear Layers in Supersonic Flow. Second Ed. New York: Springer, 2006.
12. *Wu M.W., Martin M.P.* Analysis of shock motion in shockwave and turbulent boundary layer interaction using direct numerical simulation data // J. Fluid Mech. 2008. Vol. 594. P. 71–83.
13. *Plotkin K.J.* Shock wave oscillation driven by turbulent boundary-layer fluctuations // AIAA J. 1975. V. 13. № 9. P. 1036–1062.
14. *Poggie J., Smits A.J.* Shock unsteadiness in a reattaching shear layer // J. Fluid Mech. 2001. V. 429. P. 155–185.
15. *Andreopoulos J., Muck K.C.* Some new aspects of the shock-wave/boundary-layer interaction in compression-ramp flows // J. Fluid Mech. 1987. V. 180. P. 405–428.
16. *Pirozzoli S., Grasso F.* Direct numerical simulation of impinging shock wave/turbulent boundary layer interaction at $M = 2.25$ // Phys. Fluids. 2006. V. 18. P. 065113.
17. *Dupont P., Haddad C., Debieve J.F.* Space and time organization in a shock-induced separated boundary layer // J. Fluid Mech. 2006. V. 559. P. 255–277.
18. *Dussauge J.P., Dupont P., Debieve J.F.* Unsteadiness in shock wave boundary layer interactions with separation // Aero. Sci. Technology. 2006. V. 10. № 2. P. 85–91.

19. Zhao Y.X., Yi S.H., He L., Cheng Z.Y., Tian L.F. The experimental study of interaction between shock wave and turbulence // Chinese Science Bulletin. 2007. V. 52. № 10. P. 1297–1301.
20. Zhao Y.X. Experimental Investigation of Spatiotemporal Structures of Supersonic Mixing Layer. Changsha: National University of Defense Technology, 2008.
21. He L., Yi S.H., Zhao Y.X., Tian L.F., Chen Z. Visualization of coherent structures in a supersonic flat-plate boundary layer // Chinese Science Bulletin. 2011. Vol. 56. № 6. P. 489–494.
22. He L., Yi S.H., Lu X.G. Experimental study on the density characteristics of a supersonic turbulent boundary layer // Acta Phys. 2017. V. 66. № 2. P. 024701.
23. He L. Experimental Investigation of Supersonic Boundary Layer and Shock Wave/Boundary Layer Interaction. Changsha: National University of Defense Technology. 2011.
24. Quan P.C., Yi S.H., Wu Y., Zhu Y.Z., Cheng Z. Experimental investigation of interactions between laminar or turbulent boundary layer and shock wave // Acta Phys. 2014. V. 63. № 8. P. 084703.
25. Wang B., Liu W.D., Zhao Y.X., Fan X.Q., Wang C. Experimental investigation of the micro-ramp based shock wave and turbulent boundary layer interaction control // Phys. Fluids. 2012. Vol. 24. № 5. P. 055110.
26. He L. The Design and Experimental Studies of Supersonic Straight through Wind Tunnel and Supersonic–Supersonic Mixing Layer Wind Tunnel. Changsha: National University of Defense Technology, 2006.
27. Дуигуан Г., Ксяоге Л., Ксяолин Л., Сихе Й. Визуализация обтекания двумерной призмы, установленной на поверхности, сверхзвуковым малошумным потоком // Изв. РАН. МЖГ. 2018. Т. 53. № 1. С. 174–180.
28. Zhu Y.Z., Yi S.H., Kong X.P., Quan P.C., Chen Z., Tian L.F. Fine structures and the unsteadiness characteristics of supersonic flow over backward facing step via NPLS // Acta Phys. 2014. V. 63. № 13. P. 134701.
29. Liu X.L. The Hypersonic Low Noise Wind Tunnel Technique and Relative Experimental Studies. Changsha: National University of Defense Technology, 2015.
30. Zhao Y.X., Yi S.H., Tian L.F., Cheng Z.Y. Supersonic Flow Imaging via Nanoparticles // Science in China. Series E. 2009. V. 52. № 12. P. 3640–3648.

Перевод Е.А. Пушкаря

Experimental Study on Unsteady Characteristics of Shock and Turbulent Boundary Layer Interactions

X. G. Lu^{a,*,###}, S. H. Yi^a, L. He^a, D. D. Gang^a, and H. B. Niu^a

^a*College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, No. 109, Deya Road, Changsha, Hunan, China, 410073*

[#]*e-mail: luxiaoge18@163.com*

^{##}*e-mail: luxiaoge11@nudt.edu.cn*

In this paper, the experimental study on the shock wave and turbulent boundary layer interactions was performed in the Mach 3.4 supersonic low-noise wind tunnel. The angle of the shock generator was $\theta = 15^\circ$, and the unit Reynolds number of $6.30 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$. The wall temperature and pressure distribution during the disturbance process of the shock wave and the turbulent boundary layer were obtained based on the temperature-sensitive paints technique and the flush air data sensing system, and the basic flow field of the interactions region was partitioned. Meanwhile, based on the nano-tracer planar laser scattering technique, and the instantaneous fine structures in the interaction region were obtained and the spatiotemporal evolution characteristics of the flow structure were analyzed. The flow visualization images showed that the oscillation position of the induced shock wave satisfied the normal distribution. Compared with the flow visualization images and the temperature results, the correlation between the flow structure of the interactions region and the wall temperature change was obtained. At the same time, the wall fluctuation pressure of the center surface of the shock wave and turbulent boundary layer interactions region was measured by the high-frequency pulsating pressure sensor. The power spectrum density results showed that under the action of the shock wave incident by the shock generator, there were two characteristics frequency signal of 12 kHz and 30 kHz in the induced shock oscillation interval. For the signal of 12 kHz, the frequency value and the amplitude were increased from the turbulent boundary layer to the separation bubble, and the oscillation energy of the induced shock wave was enhanced. The amplitude of the peak signal of each measurement point gradually decreased from the separation bubble to the reattachment zone, and the energy was gradually attenuated. For the high frequency signal of 30 kHz, the frequency variation of each channel was relatively small, relatively stable, and the energy was concentrated.

Keywords: Supersonic boundary layer, shock and turbulent boundary layer interactions, flow visualization, power spectrum density