

УДК 532.526 + 53.082.5 + 535.4

А. Д. Косинов, М. П. Голубев, Ал. А. Павлов

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С. А. Христиановича СО РАН
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия*

*Новосибирский государственный университет
ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия*

kosinov@itam.nsc.ru, golubevmp@itam.nsc.ru, palex@itam.nsc.ru

К ОПРЕДЕЛЕНИЮ МЕХАНИЗМА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ВОЛН МАХА С ГОЛОВНОЙ УДАРНОЙ ВОЛНОЙ*

Представлены результаты исследования течения при взаимодействии пары слабых ударных волн, генерируемых двумерной неровностью на стенке рабочей части сверхзвуковой аэродинамической трубы, с головной ударной волной, образованной при обтекании треугольной пластины при числе Маха набегающего потока $M = 2,0$. Термоанемометрические измерения показали, что генерируемые в свободный поток возмущения соответствуют N -волне. Проведена оптическая диагностика при помощи теневого метода с ножом Фуко и интерференционного метода АВТ НП. Получено качественное совпадение термоанемометрических данных и визуализации в бесконечных и конечных интерференционных полосах. Выявлено изменение угла наклона слабых ударных волн относительно потока при прохождении через головную ударную волну.

Ключевые слова: сверхзвуковой поток, N -волна, взаимодействие, термоанемометрия, адаптивный визуализирующий транспарант, теневой метод.

Введение

Экспериментальные исследования перехода в сверхзвуковом пограничном слое, выполненные в ИТПМ СО РАН за последние пять лет, позволили установить особый сценарий ламинарно-турбулентного перехода, возникающий при взаимодействии стационарных слабых ударных волн с течением в окрестности линии растекания на передних кромках моделей. Этот сценарий вносит свои особенности в процесс возникновения турбулентности в сверхзвуковом пограничном слое, который ранее не был описан и до сих пор детально не исследован. Такие ста-

ционарные возмущения в сверхзвуковом потоке аэродинамической трубы Т-325 были обнаружены при установке моделей в зоне оптических измерений с одновременным измерением параметров потока в пограничном слое термоанемометром или трубкой полного напора [1]. В экспериментах [2–4] удалось смоделировать эту ситуацию с помощью двумерных элементов шероховатости контролируемой высоты и ширины, размещенных на боковой поверхности стенок рабочей части либо сопловых вставок. Было установлено, что эти стационарные возмущения, наблюдаемые при теневой визуализации в виде волн Маха, порождаются

* Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 16-01-00743-а «Исследование механизмов воздействия слабых ударных волн на ламинарно-турбулентный переход и теплообмен в сверх- и гиперзвуковом пограничном слое»).

даже очень малым выступом или уступом оптического окна на боковой стенке аэродинамической трубы (которые реально есть всегда). При этом в модельных экспериментах высота двумерной неровности поверхности была менее 0,01, а ее ширина (по потоку) около 1 толщины турбулентного пограничного слоя на стенках рабочей части. Термоанемометрические измерения нормированного среднего массового расхода возмущенного таким образом искусственно сверхзвукового течения в рабочей части позволили установить, что форма стационарного возмущения напоминает N -волну [3–7]. Теневая визуализация позволила наблюдать пару волн Маха, генерируемых передним и задним по потоку краями 2D-наклейки на поверхности сопловой вставки Т-325. Под этими возмущениями мы подразумеваем парные слабые ударные волны, а каждую из них рассматриваем как одиночную слабую ударную волну. Нами исследованы единичные характерные случаи взаимодействия одиночных и парных слабых ударных волн фиксированной интенсивности с пограничным слоем в сверхзвуковом потоке, например, когда плоский косой скачок падал сбоку на переднюю кромку моделей [3–7]. Эксперименты показали, что в этих случаях переход в пограничном слое плоских моделей не попадает в рамки традиционных представлений. В пограничном слое были обнаружены высокоинтенсивные стационарные возмущения (стрики – англ. streaks), порождаемые падающими с боковой поверхности косыми скачками в плоскости, перпендикулярной к поверхности пластины. Эти высокоинтенсивные стационарные воз-

мущения возникают в окрестности передней кромки и почти не затухают вниз по потоку. Определено, что они существенно увеличивают поверхностное трение вблизи передней кромки в процессе ламинарно-турбулентного перехода, а также продолжают существовать в турбулентном течении. Интенсивность порождаемых возмущений не имеет монотонной зависимости при увеличении радиуса затупления передней кромки моделей. В исследованиях в Т-325 (с прямоугольной рабочей частью) представляется возможным определить механизм порождения таких возмущений в пограничном слое. Мы предполагаем, что такой механизм может быть связан как с взаимодействием падающей слабой ударной волны с пограничным слоем на линии растекания, так и с головной ударной волной. Для решения этой задачи необходимо выполнить особые оптические измерения. В качестве первого шага в этом направлении в данной работе выполнялось оптическое зондирование областей вблизи передних кромок моделей при воздействии на них слабых ударных волн.

Постановка экспериментов

Эксперименты выполнены в сверхзвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН [8]. Схема экспериментов показана на рис. 1. В экспериментах использовалась модель плоской пластины с затупленной передней кромкой (радиус притупления $r = 0,3$ мм), которая устанавливалась под нулевым углом атаки. Координата $z = 0$ соответствует центральной

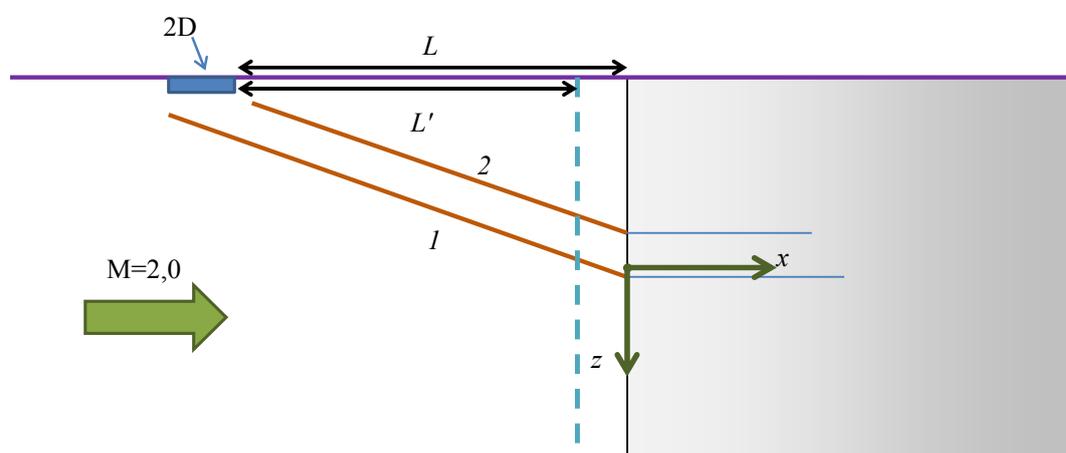


Рис. 1. Схема экспериментов на плоской пластине ($r = 0,3$ мм)

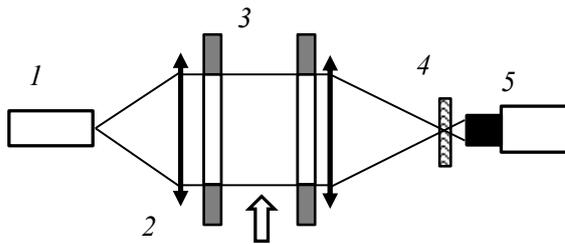


Рис. 2. Оптическая схема измерений: 1 – источник света; 2 – коллиматоры; 3 – рабочая часть установки с оптическими окнами; 4 – нож Фуко / АВТ НП фильтр типа Цернике; 5 – телекамера

линии по ширине модели, $x = 0$ – передней кромке. На боковой стенке рабочей части трубы вертикально устанавливалась двумерная неровность, которая являлась источником N -волны. Неровность имела следующие размеры: длина около 140 мм, ширина 7 мм, толщина 130 мкм. Расстояние L выбиралось таким образом, чтобы N -волна падала приблизительно на центральную область модели.

Для выполнения оптических измерений двумерная неровность устанавливалась на нижнюю сопловую вставку в рабочей части Т-325. Объектом воздействия являлась модель плоского дельта-крыла с углом скольжения передних кромок 55° и затуплением радиусом 2 мм. Визуализация течения проводилась теньвым методом с ножом Фуко по схеме Теплера и интерференционным методом АВТ НП [9–11] (рис. 2). Изображения с разрешением 1280×800 регистрировались высокоскоростной камерой Phantom v310 с частотой 3 кГц. В качестве источников света применялись: белый светодиод с размером излучающей области 0,5 мм и твердотельный лазер с длиной волны 532 нм при реализации АВТ НП. Экспозиция в экспериментах с теньвым методом составляла 1,5 мс, с АВТ НП – 1 мкс.

Результаты

По условиям экспериментов установка двумерной наклейки на боковой стенке рабочей части Т-325 должна порождать квазистационарное возмущение в виде N -волны, как это наблюдалось в [3; 4]. Предполагается, что выбранная ширина ленты позволит получить гладкий вид этой волны. Ниже

описываются результаты экспериментальных исследований характеристик парной слабой ударной волны перед передней кромкой плоской пластины при числе Маха $M = 2,0$. Измерения выполнялись с помощью термоанемометра постоянного сопротивления.

Результаты исследования поля излучения от двумерной неоднородности, установленной на боковой стенке рабочей части аэродинамической трубы, приведены на рис. 3. Измерения выполнены в свободном потоке перед передней кромкой модели на расстоянии $x = -10$ мм. Расстояние L' от левого края наклейки до места измерения термоанемометром составляло 148 мм. Результаты измерений представлены в виде зависимости пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ и нормированного среднего массового расхода ρU от поперечной координаты z . Получено практически линейное увеличение среднего массового расхода в средней части N -волны при $M = 2$, что связано с выбранной шириной наклейки. Например, этого не наблюдалось в [4–7] для более широкой наклейки. Из рис. 1 и 3 видно, что условиям невозмущенного потока соответствуют данные при $z > -2$ мм. Они определяют уровень возмущений в рабочей части Т-325 и естественную неоднородность (однородность) среднего течения. Для расчета относительной величины массового расхода эти данные использовались при уточнении калибровочных коэффициентов датчика термоанемометра аналогично [3]. В результате оценки значения относительной величины массового расхода (по методу, описанному в [3–7]) получено ее уменьшение приблизительно на 1% в невозмущенной части течения при $z < -20$ мм. Наиболее вероятная причина этого – небольшое уменьшение температурного напора нити датчика, которое следует из данных по параметрам среднего течения, приведенных на рис. 4, которые получены штатной системой измерения параметров течения в Т-325 во время проведения эксперимента.

Для выполнения оптических измерений двумерная неровность с размерами, которые указаны выше, устанавливалась на нижнюю сопловую вставку в рабочей части Т-325. Целью оптических измерений была проверка наличия эффектов взаимодействия слабых волн Маха, генерируемых неоднородностью, с головной ударной волной. На теньвых

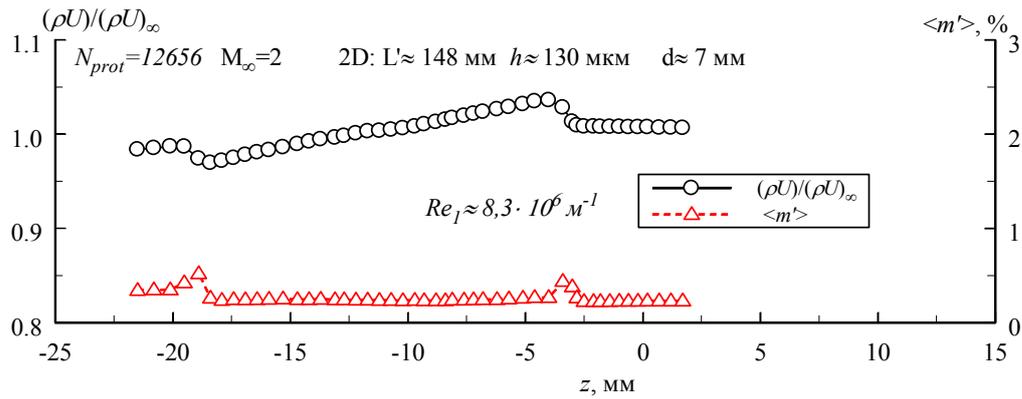


Рис. 3. Распределения пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ и нормированного среднего массового расхода ρU в свободном потоке в зависимости от поперечной координаты z при $M = 2,0$; толщина 2D-неровности $h = 130$ мкм, ширина неровности $d \approx 7$ мм, $L' = 148$ мм

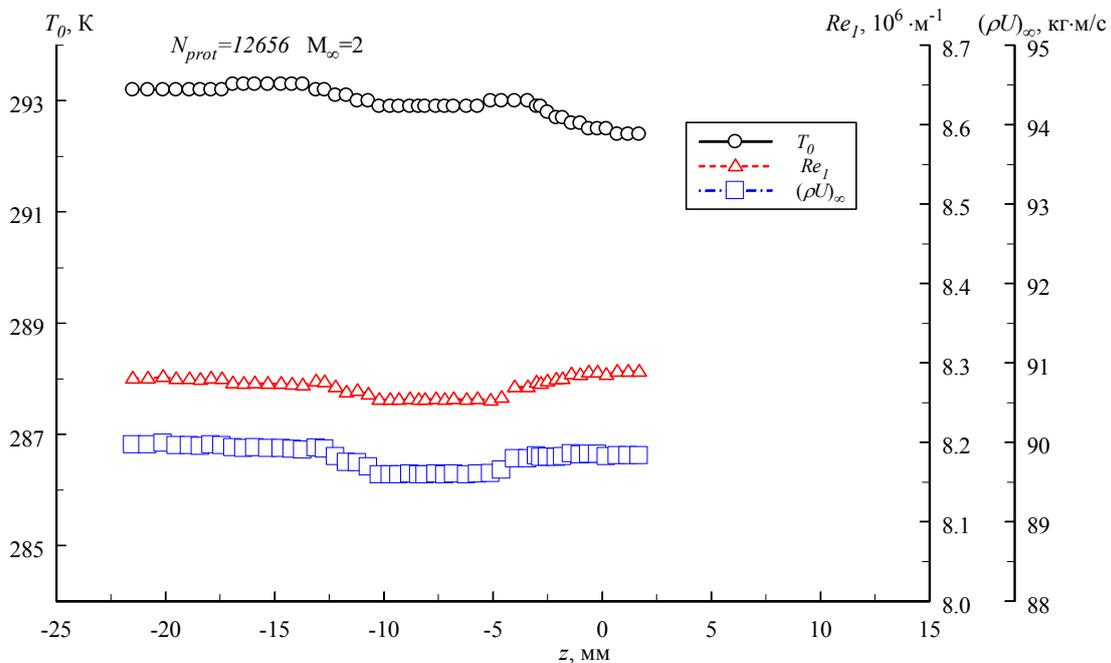


Рис. 4. Распределения температуры торможения T_0 , единичного числа Рейнольдса Re_1 и массового расхода набегающего потока ρU_∞ в рабочей части трубы в зависимости от поперечной координаты z при $M = 2,0$; $h = 130$ мкм, $d \approx 7$ мм, $L' = 148$ мм

картинах визуализации наблюдается изменение угла наклона волны Маха после прохождения зоны пересечения с головной ударной волной (рис. 5). Численно угол наклона к оси потока определяется из зависимости вертикального положения максимума интенсивности на изображении от горизонтальной координаты. Гистограммы распределений измеренных углов для двух участ-

ков волны Маха, построенные по серии из 300 изображений, представлены на рис. 6.

Угол наклона волны Маха до пересечения ударной волны составил $\alpha_1 = 24,85 \pm 0,05^\circ$. Для определения данного параметра после взаимодействия его распределение приводится к нормальному по методу Бокса – Кокса [12]. Полученное значение угла после обратного пересчета – $\alpha_2 = 23,1 \pm 0,7^\circ$.

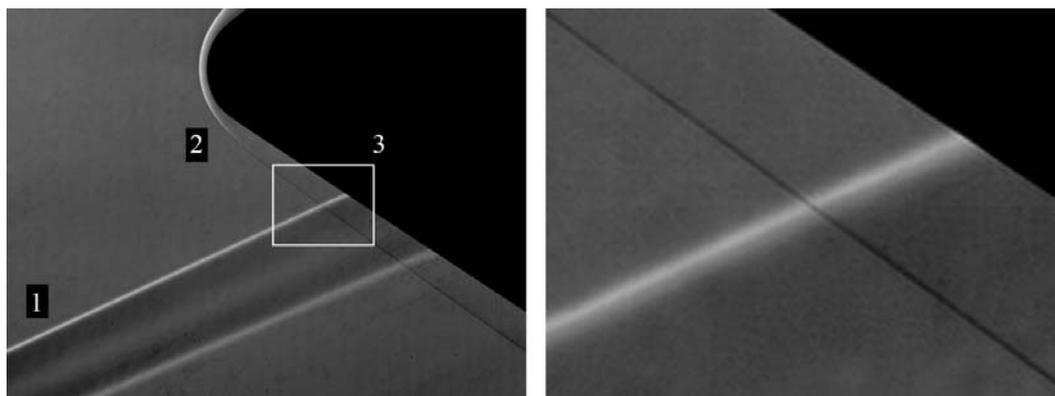


Рис. 5. Типичная теневая картина визуализации взаимодействия волны Маха с головной ударной волной: общий вид (слева) и увеличенное изображение зоны взаимодействия (справа). Кромка ножа Фуко ортогональна ударной волне: 1 – волна Маха; 2 – головная ударная волна; 3 – область взаимодействия

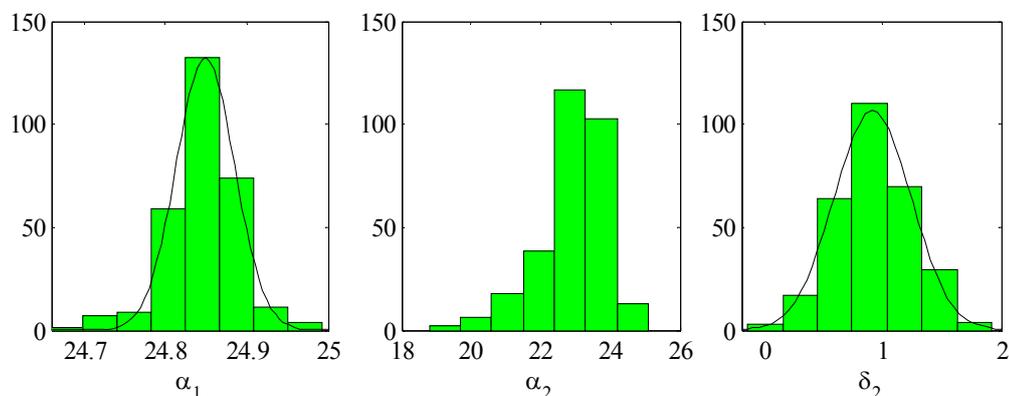


Рис. 6. Гистограммы распределения измеренных углов волны Маха: α_1 – для участка перед пересечением с головной ударной волной; α_2 – после пересечения; δ_2 – после пересечения, приведенное к нормальному

Достаточно большая дисперсия значений угла наклона на данном участке волны связана с размазыванием ее изображения и большой ошибкой определения максимума интенсивности. Наблюдаемое отклонение слабой волны может быть вызвано как эффектами взаимодействия с головной ударной волной, так и явлением рефракции зондирующих лучей при прохождении через трехмерную структуру ударной волны. Более обстоятельно данный вопрос будет изучен в экспериментах с плоской пластиной, где явление эффектов рефракции будет пренебрежимо мало. Следует также отметить, что во всех сериях экспериментов наблюдалась нестационарность волн Маха. Амплитуда смещения положения волн достигала величины в 1 мм.

Регистрация интерферограмм осуществлялась с использованием АВТ НП метода

(НП – насыщение поглощения; АВТ – адаптивный визуализирующий транспарант) [9–11]. АВТ НП – самонаводящийся фильтр типа Цернике, который представляет собой тонкий слой, изготовленный из поглощающего вещества, размещенный в фокальной плоскости приемного коллиматора шлирен-системы вместо ножа Фуко. Фильтр просветляется под действием сфокусированного зондирующего излучения. Эффект просветления является нелинейными и существенен только при достаточно высокой интенсивности излучения.

В нашем случае основная доля излучения, прошедшего через исследуемую неоднородность, приходится на низкие пространственные частоты и фокусируется в точке, соответствующей фокусировке исходного пучка. Именно в этой точке происходит просветление АВТ НП. Это равно-

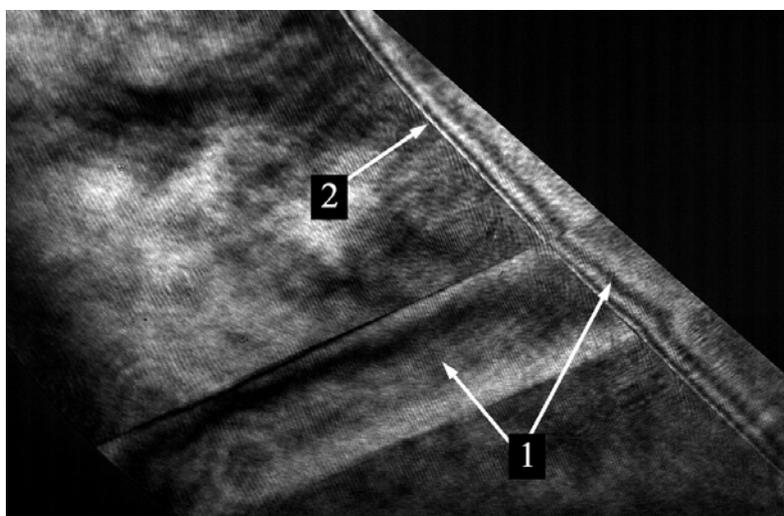
сильно добавлению плоской волны в плоскости изображения. В результате формируется интерферограмма в бесконечной полосе, что позволяет получать данные о плотности потока.

На рис. 7 приведена визуализация N -волны и ее взаимодействие с головной ударной волной. Изображение течения за ударной волной модулировано интерференционными полосами бесконечной ширины вследствие нарастания оптического пути зондирующих лучей, проходящих через квазиконическую структуру ударной волны. Искривление

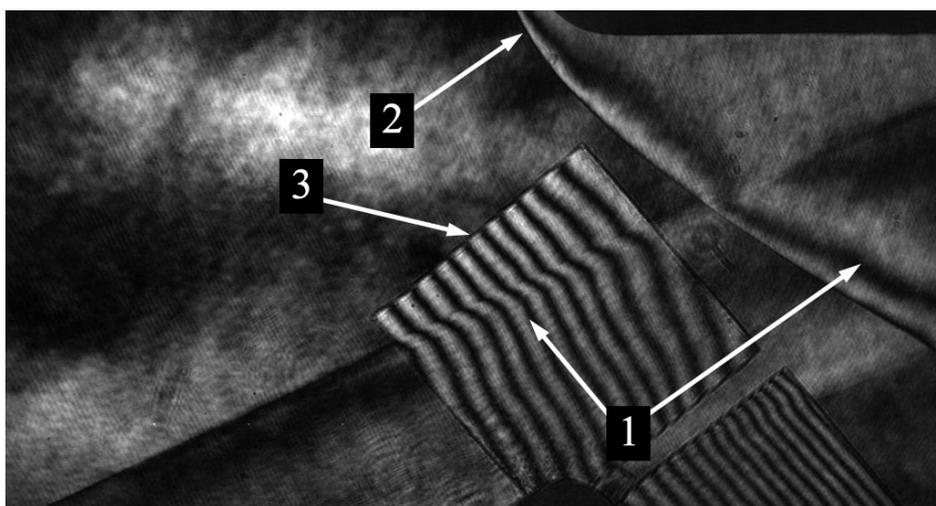
данных полос в зоне взаимодействия визуализирует распределение интеграла плотности. Визуализация в полосах конечной ширины с помощью клина (см. рис. 7, б), установленного в тракте оптической системы на участке до зоны взаимодействия, демонстрирует аналогичное поведение.

Заключение

В работе выполнены исследования течения при взаимодействии пары слабых ударных волн, генерируемых двумерной неров-



а



б

Рис. 7. Визуализация взаимодействия N -волны с головной ударной волной:
1 – N -волны; 2 – головная ударная волна; 3 – оптический клин

ностью на стенке рабочей части сверхзвуковой аэродинамической трубы, с головной ударной волной, образованной при обтекании треугольной пластины при числе Маха набегающего потока $M = 2,0$. Термоанемометрические измерения показали, что генерируемые в свободный поток возмущения соответствуют N -волне. Проведена оптическая диагностика при помощи теневого метода с ножом Фуко и интерференционного метода АВТ НП. Выявлено изменение угла наклона слабых ударных волн относительно потока при прохождении через головную ударную волну. Оценки, полученные из теневых фотографий, дают отклонение слабой ударной волны на угол $1,7 \pm 0,7^\circ$. Оно может быть вызвано как эффектами взаимодействия, так и оптическими явлениями, что должно стать предметом будущих исследований. Визуализация распределения плотности методом АВТ НП в полосах как бесконечной, так и конечной ширины качественно согласуется с данными среднего массового расхода, полученными термоанемометрическим методом. Для получения количественных данных интерференционным методом требуется дальнейшая работа.

Список литературы

1. Ваганов А. В., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семенов Н. В., Шалаев В. И. Экспериментальное исследование структуры течения и перехода в пограничном слое треугольного крыла с затупленными передними кромками при числах Маха 2, 2,5 и 4 // Тр. МФТИ. 2013. Т. 5, № 3. С. 164–173.
2. Ваганов А. В., Ермолаев Ю. Г., Колосов Г. Л., Косинов А. Д., Панина А. В., Семёнов Н. В. О воздействии падающей волны Маха на поле пульсаций в пограничном слое при обтекании плоского дельта-крыла // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2014. Т. 9, № 1. С. 29–38.
3. Ваганов А. В., Ермолаев Ю. Г., Колосов Г. Л., Косинов А. Д., Панина А. В., Семёнов Н. В., Яцких А. А. К воздействию падающей волны Маха на сверхзвуковой пограничный слой // Теплофизика и аэромеханика. 2016. Т. 23, № 1. С. 45–50.
4. Яцких А. А., Колосов Г. Л., Косинов А. Д., Ермолаев Ю. Г., Панина А. В., Семёнов Н. В. Экспериментальное исследование воздействия пары слабых ударных волн на ламинарно-турбулентный переход на линии растекания скользящего цилиндра // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2016. Т. 11, № 2. С. 28–36.
5. Yermolaev Yu. G., Yatskih A. A., Kosinov A. D., Semionov N. V., Kolosov G. L., Pannina A. V. Experimental study of the effects of couple weak waves on laminar-turbulent transition on attachment-line of a swept cylinder // International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-2016) AIP Conf. Proc. 2016. P. 020012-1–020012-8. <http://dx.doi.org/10.1063/1.4963935>.
6. Косинов А. Д., Ермолаев Ю. Г., Колосов Г. Л., Панина А. В., Семёнов Н. В., Яцких А. А. К механизму воздействия слабых ударных волн на ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковом пограничном слое // Материалы XXII Междунар. конф. «Нелинейные задачи теории гидродинамической устойчивости и турбулентность» / Отв. ред. Н. В. Никитин. М.: Изд-во Моск. ун-та, 2016.
7. Kosinov A. D., Semionov N. V., Kolosov G. L., Yermolaev Yu. G., Yatskih A. A. Excitation of the streaks by weak shock waves in the supersonic boundary layer // 24th International Congress of Theoretical and Applied Mechanics (ICTAM-2016). Book of Papers. Montreal, 2016. P. 695–696.
8. Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G. Disturbances in test section of T-325 supersonic wind tunnel // Preprint Institute of Theoretical and Applied Mechanics. Novosibirsk, 1999. No. 6-99. 24 p.
9. Павлов А. А., Павлов Ал. А., Голубеев М. П. Применение самонаводящихся фильтров Цернике на основе эффекта насыщения для теневой диагностики газовых потоков // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2014. Т. 9, № 1. С. 15–28.
10. Шевченко А. М., Павлов Ал. А., Павлов А. А., Голубев М. П., Хотяновский Д. В., Шмаков А. С. Определение распределения интегральной плотности при маховском отражении ударных волн // Письма в ЖТФ. 2017. Т. 43. В. 10. С. 41–49.
11. Pavlov A. A., Pavlov Al. A., Golubev M. P. Some aspects of Schlieren technique

sensitivity increasing. 16th International Symposia on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics (ISALTFM 2012). Lisbon, 2012. No. Paper 314. S. 1. P. 1–14. URL: http://ltces.dem.ist.utl.pt/lxlauncher/lxlauncher2012/upload/314_paper_lidnie.pdf

12. Box G. E. P., Cox D. R. An analysis of transformations // Journal of the Royal Statistical Society. Series B. 1964. Vol. 26. P. 211–252.

Материал поступил в редколлегию 19.04.2017

A. D. Kosinov, M. P. Golubev, Al. A. Pavlov

*Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation*

*Novosibirsk State University
2 Pirogov Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation*

kosinov@itam.nsc.ru, golubevmp@itam.nsc.ru, palex@itam.nsc.ru

ON DETERMINATION OF THE MECHANISM OF MACH WAVE / BOW-SHOCK INTERACTION

The work presents the results of investigation of interaction of outer couple weak shock waves with a bow shock produced by a triangle plate at Mach number $M = 2$. The couple of waves were generated by a two-dimensional roughness on the wall of the test section of supersonic tunnel. Hot-wire measurements showed generated to free flow perturbations to correspond to N -wave. Optical visualization was done applying schlieren technique and interferometric method using adaptive visualizing transparencies based on absorption saturation. Qualitative coincidence of hotwire and interference data was obtained. Inclination angle of weak waves passed through the bow shock was observed to change.

Keywords: supersonic flow, N -wave, interaction, hotwire anemometry, adaptive visualizing transparency, schlieren technique.