

С. Г. Миронов^{1,2}, А. А. Маслов^{1,2}, А. Н. Кудрявцев¹,
Т. В. Поплавская^{1,2}, И. С. Цырюльников¹

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

² Новосибирский государственный университет
ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия
E-mail: mironov@itam.nsc.ru

АКТИВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ВОЗМУЩЕНИЯМИ В ГИПЕРЗВУКОВОМ УДАРНОМ СЛОЕ *

В работе описаны методика эксперимента и устройства, позволяющие реализовать интерференционный принцип активного управления интенсивностью пульсаций плотности в гиперзвуковом ударном слое на пластине, обтекаемой потоком азота при числе Маха $M_\infty = 21$. Результаты измерений характеристик возмущений и результаты осуществления интерференционного процесса в трубном эксперименте сопоставлены с данными прямого численного моделирования возмущений на основе полных нестационарных уравнений Навье-Стокса.

Ключевые слова: гиперзвуковое обтекание, восприимчивость ударного слоя, активное управление интенсивностью пульсаций, прямое численное моделирование.

Введение

Задача управления интенсивностью возмущений, возникающих в гиперзвуковом ударном слое под воздействием акустических возмущений внешнего потока, является важной составляющей проблемы управления ламинарно-турбулентным переходом при гиперзвуковом обтекании тел. Среди методов активного управления можно выделить метод интерференционного воздействия на интенсивность пульсаций, когда с поверхности обтекаемого тела в ударный слой вводятся контролируемые нестационарные возмущения. Эти возмущения подавляют или усиливают пульсации в ударном слое в зависимости от величины взаимной фазы между контролируемыми возмущениями с поверхности и возмущениями внешнего потока. Метод может быть реализован только в случае совпадения величин продольной фазовой скорости возмущений, генерируемых пульсациями внешнего потока и пульсациями от источника на поверхности, и пространственной

структуры создаваемых этими источниками возмущений.

В данной работе представлены результаты экспериментального исследования структуры и волновых характеристик пульсаций плотности в ударном слое на пластине. Изучены характеристики возмущений возникающих под воздействием контролируемых акустических возмущений быстрой моды в потоке аэродинамической трубы и под воздействием периодических возмущений, генерируемых кососрезным газодинамическим свистком на передней кромке пластины. В работе также приведены результаты измерений интенсивности пульсаций плотности в ударном слое при одновременном воздействии внешних и внутренних возмущений.

Источники контролируемых возмущений, методы измерений

Эксперименты проведены в гиперзвуковой аэродинамической азотной трубе Т-327А ИТПМ СО РАН при числе Маха $M_\infty = 21$ и числе Рейнольдса $1,44 \cdot 10^5$, вы-

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 05-08-33436).

численном по газодинамическим параметрам в потоке и длине пластины. Модель пластины имела острую переднюю кромку, температура модели поддерживалась постоянной путем прокачки через нее охлаждающей жидкости (воды или жидкого азота).

В гиперзвуковой поток аэродинамической трубы вводились периодические акустические возмущения быстрой моды. Возмущения создавались с помощью мощного периодического искрового разряда в форкамере установки, время начала разряда задавалось управляющим импульсом. В [1] было показано, что пульсации давления в форкамере аэродинамической трубы создают в потоке акустические возмущения быстрой моды. Искровой источник функционировал на довольно низкой частоте, не превышаю-

щей 3 кГц. Однако наряду с основной частотой электрический разряд создавал в потоке множество интенсивных и медленно падающих по амплитуде гармоник, вплоть до 15-й, что давало возможность иметь в потоке акустические пульсации с частотой до 48 кГц.

При наличии периодического разряда в форкамере пьезокерамическим датчиком давления измерены пульсации давления в потоке в продольном и поперечном направлениях. Для выделения слабого периодического сигнала на фоне широкополосного шума потока методом синхронного детектирования в качестве опорного сигнала использовался сигнал запуска разряда. Были получены зависимости амплитуды и фазы пульсаций давления от координаты вдоль и поперек потока. По данным поперечных измерений вычислены спектры пульсаций давления по поперечным волновым числам.

Фазовые зависимости от продольной координаты показали наличие в потоке акустических возмущений преимущественно быстрой моды. Спектры пульсаций давления по поперечным волновым числам имеют узкий пик при нулевом волновом числе для всех частот колебаний. Это свидетельствует о распространении вдоль потока двумерных волн.

Периодические возмущения в ударный слой пластины вводились цилиндрическим кососрезным газодинамическим свистком [2]. Расположение свистка показано на рис. 1. Свисток крепился снизу пластины вблизи передней кромки. Задняя часть резонатора свистка была заглушена поршнем с датчиком пульсаций давления. Перемещением поршня регулировалась частота пульсаций, перемещением всего свистка относительно передней кромки пластины регулировалась амплитуда вводимых в ударный слой пульсаций.

В экспериментах относительный уровень вводимых пульсаций плотности составлял величину $\rho'/\rho \cong 0,1\%$. Помимо основной частоты свисток вводит в ударный слой более слабые возмущения на частоте первой и второй гармоники.

Измерения средней плотности и пульсаций плотности производились методом электронно-пучковой флуоресценции [3].

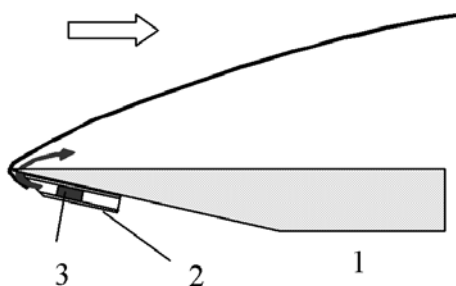


Рис. 1. Крепление кососрезного свистка на пластине: 1 – пластина; 2 – корпус свистка; 3 – датчик пульсаций давления

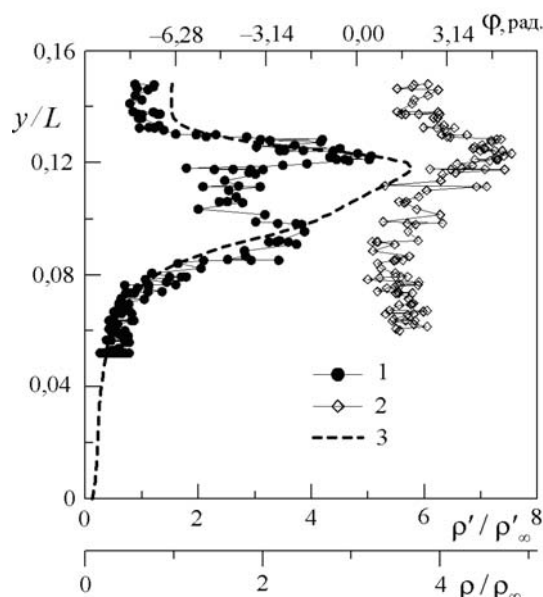


Рис. 2. Профили нормированной амплитуды (1), фазы (2) пульсаций плотности в ударном слое на частоте 12,5 кГц и средней плотности (3) в сечении $x/L = 0,63$. Воздействие возмущений внешнего потока

Характеристики пульсаций плотности в ударном слое пластины

Измерения распределения амплитуды и фазы пульсаций плотности в ударном слое (рис. 2), создаваемых возмущениями внешнего потока, показали, что в ударном слое имеются два максимума пульсаций. Один располагается на ударной волне (резкий подъем средней плотности при $y/L \cong 0,12$). Второй максимум лежит на верхней границе пограничного слоя, где растет температура газа и падает средняя плотность (область $y/L \cong 0,09$). Фаза пульсаций в максимумах сдвинута примерно на $3,14$ рад. ($\cong 180^\circ$).

Пространственная структура пульсаций плотности в ударном слое при воздействии акустических возмущений быстрой моды внешнего потока была получена прямым численным моделированием в работе [4].

Измерения распределений амплитуды и фазы пульсаций плотности в ударном слое (рис. 3), генерируемых кососрезным свистком, показали наличие в ударном слое двух максимумов пульсаций – на ударной волне и на верхней границе пограничного слоя (сравни с профилем средней плотности на рис. 3). Фаза пульсаций плотности в максимумах также оказалась сдвинутой приблизительно на $3,14$ рад.

Пространственная структура этих возмущений была экспериментально получена в [5] и сопоставлена с данными прямого численного моделирования [6], где свисток моделировался периодическим источником вдув-отсос. Сравнение выявило хорошее количественное совпадение данных измерений и расчета. Более того, прямое численное моделирование пространственной структуры пульсаций плотности, создаваемых различными источниками, выявило их совпадение.

Измерения амплитуды и фазы пульсаций плотности, создаваемых свистком в ударном слое на пластине, в трансверсальном к потоку направлении позволили вычислить спектры пульсаций по поперечным волновым числам [7]. Спектры имеют слегка уширенный пик при нулевом волновом числе, что говорит о распространении в ударном слое двумерных волн в ограниченном канале, который определяется шириной области введения возмущений с передней кромки пластины.

Измерения фазовой скорости пульсаций на границе пограничного слоя от продольной координаты вдоль пластины выявили близость значений продольных фазовых скоростей возмущений, генерируемых различными источниками (рис. 4). Штрихпунктирными кривыми на графике обозначены зависимости продольной фазовой скорости для вихревых возмущений (верхняя линия) и медленных акустических возмущений (нижняя линия), вычисленные по скорости газа вдоль пластины за ударной волной с учетом угла наклона ударной волны к пластине. Видно, что по границе пограничного слоя распространяются вихре-

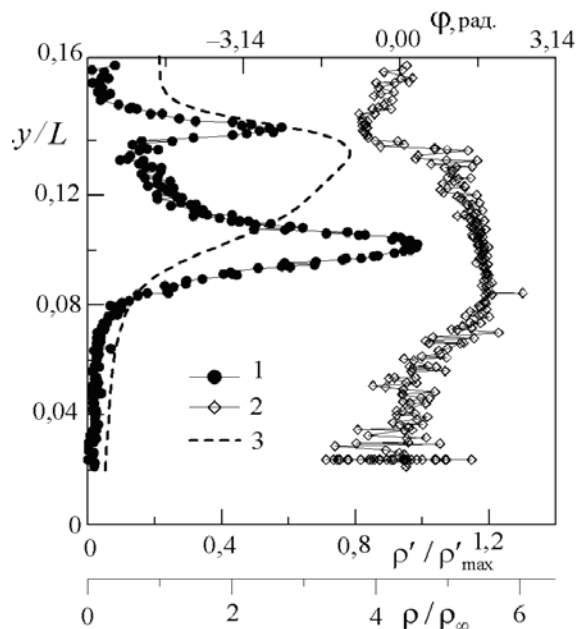


Рис. 3. Профили нормированной амплитуды (1), фазы (2) пульсаций плотности в ударном слое на частоте $20,5$ кГц и средней плотности (3) в сечении $x/L = 0,63$. Воздействие возмущений от свистка

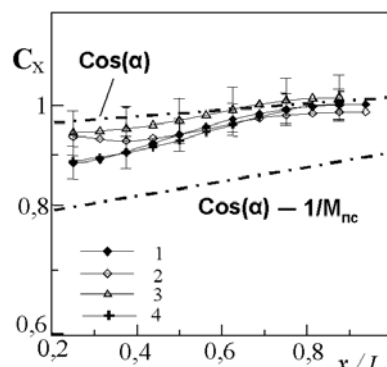


Рис. 4. Зависимости продольной фазовой скорости от координаты вдоль пластины для различных источников возмущений: 1 – свисток ($20,5$ кГц); 2 – свисток (41 кГц); 3 – естественные возмущения потока ($8,2$ кГц); 4 – периодические контролируемые возмущения потока ($12,5$ кГц)

вые возмущения со скоростью конвекции газа вдоль пластины.

Учитывая это и подобие пространственных структур возмущений, можно было надеяться на выполнение условий возникновения интерференции, сформулированных во введении, и реализовать принцип интерференционного управления интенсивностью пульсаций в ударном слое пластины.

Организация эксперимента по управлению и результаты

Схема трубного эксперимента приведена на рис. 5. Так как не имелось возможности тонкой настройки частоты колебаний в свистке и управления фазой его пульсаций для их согласования с периодическими возмущениями внешнего потока, то эксперимент

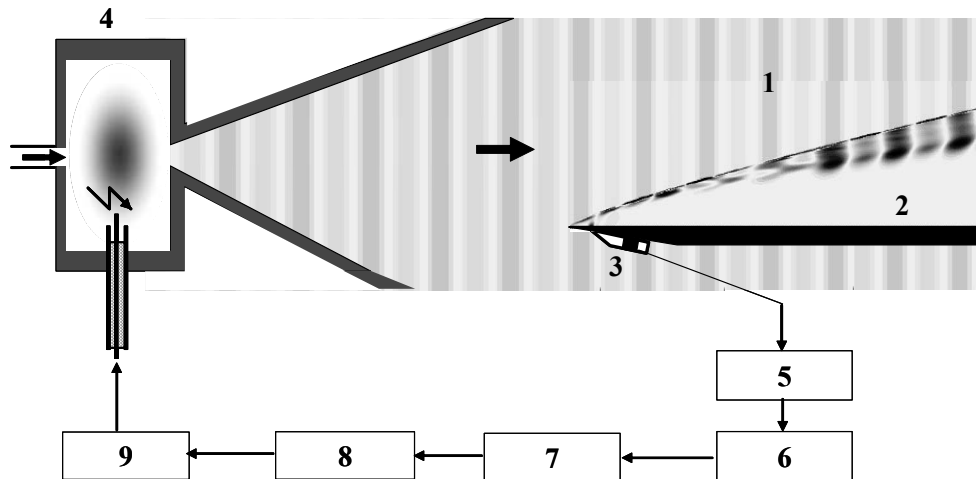


Рис. 5. Схема эксперимента: 1 – акустические волны во внешнем потоке; 2 – пластина; 3 – свисток; 4 – форкамера; 5 – узкополосный усилитель; 6 – делитель частоты; 7 – генератор импульсов; 8 – линия задержки времени; 9 – управляемый источник искрового разряда

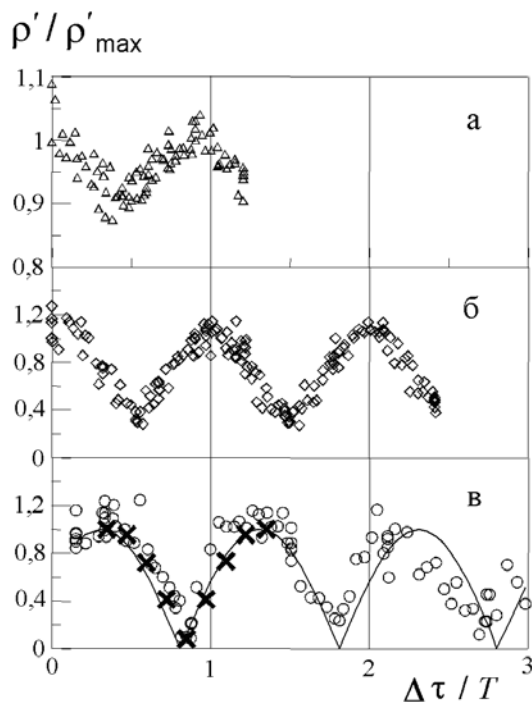


Рис. 6. Зависимости амплитуды пульсаций плотности на границе пограничного слоя от временного сдвига в сечении $x/L = 0,63$. а – частота 12,5 кГц; б – 25 кГц; в – 37,5 кГц. Крестики – данные прямого численного моделирования

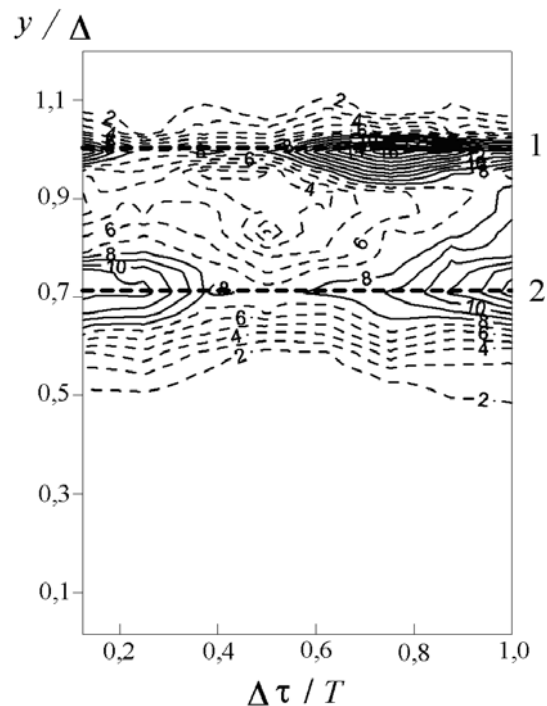


Рис. 7. Изолинии амплитуды пульсаций плотности поперек ударного слоя в сечении $x/L = 0,63$ для частоты 25 кГц: 1 – положение ударной волны; 2 – положение верхней границы пограничного слоя

был организован так, чтобы колебания давления в резонаторе свистка управляли частотой и фазой акустических пульсаций во внешнем потоке. Для этого сигнал с датчика пульсаций давления в свистке усиливался на основной частоте узкополосным усилителем (5). Затем эта частота делилась на целое число, обычно 5, и уменьшенная таким образом частота подавалась на вход генератора формирования коротких импульсов (7). Далее эти импульсы подавались на устройство задержки времени (8) и затем на запуск источника искрового разряда (9). В эксперименте реализовано взаимодействие возмущений на основной частоте (12,5 кГц) и двух первых гармониках пульсаций в свистке и высших гармоник пульсаций (4-й, 9-й и 14-й), создаваемых искровым разрядом в потоке. Измерения интенсивности пульсаций плотности производились как на границе пограничного слоя, так и в ряде сечений ударного слоя. На рис. 6. приведены зависимости интенсивности пульсаций плотности от нормированного на период колебаний T временного сдвига Δt между пульсациями в свистке и импульсом разряда для основной частоты и двух гармоник колебаний в резонаторе свистка. Крестиками на графике приведены данные прямого численного моделирования. Сплошными кривыми приведены зависимости для амплитуды при интерференции двух сдвинутых на 180° синусоид равной частоты и амплитуды. На рис. 6 видно, что в ударном слое действительно реализуется интерференция возмущений и при соответствующем подборе амплитуды вводимых свистком возмущений возможно почти полное подавление пульсаций на границе пограничного слоя. Измерения также показали, что минимумы и максимумы вариаций амплитуды соответствуют одним и тем же временным сдвигам для различных сечений вдоль пластины. На рис. 7 для частоты 25 кГц приведены изолинии амплитуд пульсаций в плоскости «нормальная координата – временной сдвиг». Видно, что на ударной волне также имеют место подавление и усиление пульсаций, но при других значениях временного сдвига.

Прямое численное моделирование [8] также показало наличие значительного интерференционного подавления (усиления) пульсаций плотности в ударном слое пластины для условий эксперимента для мед-

ленной моды акустических возмущений во внешнем потоке.

Список литературы

1. *Миронов С. Г., Цырюльников И. С.* Исследование волнового поля контролируемых периодических возмущений двух источников // Теплофизика и аэромеханика. 2005. Т. 12, № 3. С. 379–386.
2. *Маслов А. А., Миронов С. Г.* Экспериментальное исследование обтекания полужамкнутой цилиндрической полости гиперзвуковым потоком низкой плотности // Изв. РАН. Сер. МЖГ. 1996. № 6. С. 155–160.
3. *Mironov S. G., Maslov A. A.* An Experimental Study of Density Waves in Hypersonic Shock Layer on a Flat Plate // Physics of Fluids A. 2000. Vol. 12. № 6. P. 1544–1553.
4. *Кудрявцев А. Н., Миронов С. Г., Поплавская Т. В. и др.* Экспериментальное исследование и прямое численное моделирование развития возмущений в вязком ударном слое на плоской пластине // ПМТФ. 2006. Т. 47, № 5. С. 3–16.
5. *Миронов С. Г., Цырюльников И. С.* Экспериментальное исследование развития периодических контролируемых возмущений в гиперзвуковом вязком ударном слое на пластине // Теплофизика и аэромеханика. 2006. Т. 13, № 3. С. 353–360.
6. *Кудрявцев А. Н., Миронов С. Г., Поплавская Т. В. и др.* Прямое численное моделирование восприимчивости гиперзвукового ударного слоя к естественным и искусственным возмущениям // Выч. технологии. 2006. Т. 11, ч. 1. С. 108–116.
7. *Кудрявцев А. Н., Миронов С. Г., Поплавская Т. В. и др.* Численное моделирование восприимчивости гиперзвукового ударного слоя к акустическим возмущениям // ПМТФ. 2007. Т. 48, № 3. С. 84–96.
8. *Фомин В. М., Маслов А. А., Кудрявцев А. Н. и др.* Активное управление возмущениями в гиперзвуковом ударном слое // Докл. РАН. 2007. Т. 414, № 2. С. 191–193.

S. G. Mironov, A. A. Maslov, A. N. Kudryavtsev, T. V. Poplavskaya, I. S. Tsyrljnikov
Active Control of Disturbances in a Hypersonic Shock Layer

The experimental method and devices allowing to realize interference principle of active control of pulsations intensity in a hypersonic shock layer on flat plate in flow of nitrogen at Mach-number $M_\infty = 21$ are described. The results of measurements of disturbances characteristics and results of realization of interference process in the wind tunnel experiment are compared with the data of direct numerical simulation on the basis of full unsteady Navie-Stocks equations.

Keywords: hypersonic flow, receptivity of shock layer, active control of pulsations intensity, direct numerical simulation.