

УДК 532.526

ВОЛНОВЫЕ ПРОЦЕССЫ В УДАРНОМ СЛОЕ НА ПЛАСТИНЕ, РАСПОЛОЖЕННОЙ ПОД УГЛОМ АТАКИ

А. А. Маслов, С. Г. Миронов, Т. В. Поплавская, И. С. Цырюльников

Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН,
630090 Новосибирск

Новосибирский государственный университет, 630090 Новосибирск

E-mails: maslov@itam.nsc.ru, mironov@itam.nsc.ru, popla@itam.nsc.ru, tsivan@ngs.ru

Проведено расчетно-экспериментальное исследование процессов восприимчивости вязкого ударного слоя на пластине, расположенной под углом атаки, к внешним акустическим возмущениям. В экспериментах при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 21$ и числе Рейнольдса $Re_1 = 6 \cdot 10^5 \text{ м}^{-1}$ измерены пульсации плотности и давления. Путем решения уравнений Навье — Стокса с использованием схем сквозного счета высокого порядка точности выполнено прямое численное моделирование восприимчивости вязкого ударного слоя к внешним акустическим возмущениям в широком диапазоне определяющих параметров. Показано, что результаты расчетов интенсивности пульсаций плотности давления хорошо согласуются с экспериментальными данными. Результаты проведенных исследований свидетельствуют о том, что при малых углах атаки в ударном слое доминируют энтропийно-вихревые возмущения, а при углах атаки более 20° — акустические возмущения.

Ключевые слова: гиперзвуковые течения, ударный слой, восприимчивость, прямое численное моделирование, эксперимент.

Введение. Вязкий ударный слой формируется на передних кромках гиперзвуковых летательных аппаратов, где локальное число Рейнольдса еще невелико и преобладают вязкие силы. Характеристики возмущений в гиперзвуковом ударном слое определяются следующими основными процессами: воздействием возмущений внешнего потока на ударный слой, генерацией возмущений внутри ударного слоя (восприимчивостью) и развитием возмущений при их конвекции вниз по потоку. Эти процессы взаимосвязаны, происходят одновременно на всей длине ударного слоя и могут быть определены как единый процесс распределенной восприимчивости. Восприимчивость является важной характеристикой начальной стадии ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое. Воздействуя на возникающие возмущения, можно управлять ламинарно-турбулентным переходом при высокоскоростном обтекании.

В ранее выполненных экспериментальных и расчетных исследованиях характеристик пульсаций, создаваемых внешними акустическими волнами в гиперзвуковом ударном слое на пластине, расположенной под нулевым углом атаки [1], установлено, что основными особенностями процесса формирования поля пульсаций плотности являются генерация и доминирование внутри ударного слоя энтропийно-вихревых возмущений. Взаимодействуя

Работа выполнена в рамках аналитической ведомственной целевой программы “Развитие научного потенциала высшей школы” № 2.1.1/3963, а также при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (код проекта 09-08-00557).

со средним течением, эти возмущения формируют поле пульсаций плотности. В частности, имеется два максимума пульсаций плотности: на ударной волне (УВ) и на верхней границе пограничного слоя (ПС), где градиент средней плотности достигает больших значений. В невязком слое, между УВ и границей ПС, в потоке распространяются вихри. В [1, 2] также показано, что с увеличением угла, под которым распространяются акустические возмущения, по отношению к УВ на пластине возрастает роль акустической моды возмущений.

Дальнейшие экспериментальные и численные исследования [2] позволили дополнить и уточнить характеристики возмущений энтропийно-вихревой моды, развивающихся в ударном слое на пластине, расположенной под нулевым углом атаки. Показано, что особенностями этих возмущений являются совпадение пространственных распределений пульсаций в ударном слое и равенство продольных фазовых скоростей возмущений независимо от источника их генерации. Это позволило в эксперименте и при численном моделировании реализовать интерференционную схему управления интенсивностью возмущений в гиперзвуковом ударном слое на пластине [3].

В то же время на реальной поверхности гиперзвукового летательного аппарата имеются участки, обтекаемые под ненулевым углом атаки. На этих участках увеличиваются угол наклона УВ к направлению набегающего потока и угол падения возмущений внешнего потока на УВ, а также изменяется распределение параметров течения в ударном слое. Из работы [4] следует, что модовый состав возмущений, возникающих за УВ при ее взаимодействии с акустическими волнами в набегающем потоке, существенно зависит от угла падения акустических волн на УВ. В частности, с ростом угла падения быстро увеличивается доля акустических возмущений. Взаимодействуя с поверхностью и УВ, акустические возмущения создают в ударном слое сложную картину пульсаций давления, плотности и температуры, наложенную на поле пульсаций, сформированное энтропийно-вихревой модой возмущений. В работе [3] также показано, что возникновение в ударном слое акустических возмущений снижает эффективность интерференционного управления возмущениями с помощью локального источника ддува-отсоса. Поэтому представляет интерес исследование восприимчивости и развития возмущений в гиперзвуковом ударном слое на пластине, расположенной под углом атаки, при воздействии на этот слой акустических волн внешнего потока.

В данной работе приведены результаты расчетно-экспериментального исследования распределенной восприимчивости гиперзвукового вязкого ударного слоя на пластине, расположенной под углом атаки α , к акустическим возмущениям внешнего потока. Изучается поведение пульсаций плотности и давления в ударном слое на пластине в зависимости от угла атаки при изменении частоты внешних акустических волн и угла падения возмущений на УВ.

Экспериментальное оборудование и методика измерений. Эксперименты выполнены в гиперзвуковой азотной аэродинамической трубе Т-327А Института теоретической и прикладной механики СО РАН для числа Маха потока $M_\infty = 21$ и единичного числа Рейнольдса $Re_{1\infty} = 6 \cdot 10^5 \text{ м}^{-1}$ в диапазоне углов атаки на наветренной стороне пластины $\alpha = 0 \div 30^\circ$ при температуре торможения $T_0 = 1200 \text{ К}$ и температуре поверхности $T_w = 300 \text{ К}$.

В экспериментах использована стальная пластина длиной $L = 110 \text{ мм}$ и толщиной 25 мм , ширина передней и задней кромок равна 50 мм . Угол клина передней кромки составлял 30° , углы клина боковых кромок — 75° . Продольный и поперечный размеры пластины определялись максимально допустимым для аэродинамической трубы загромождением потока моделью, установленной под углом атаки $\alpha = 30^\circ$, при минимальном влиянии боковых кромок на течение на оси пластины. Угол атаки пластины изменялся с помощью

электродвигателя, контроль угла установки осуществлялся круговым реохордом. В ряде экспериментов заподлицо с поверхностью пластины на линии ее оси и на расстоянии 100 мм от передней кромки крепился датчик пульсаций давления И4301 диаметром 4 мм. При проведении измерений с помощью электронного пучка вместо датчика пульсаций давления устанавливалась графитовая вставка размером 15×15 мм для подавления вторичной электронной эмиссии от диагностического электронного пучка.

В экспериментах измерялись пульсации давления на поверхности пластины, а также распределения средней плотности и пульсаций плотности по нормали к поверхности в точках вдоль осевой линии пластины. Пульсации давления измерялись пьезокерамическим датчиком, измерения распределений средней плотности и пульсаций плотности проводились методом электронно-пучковой флюоресценции [5]. Процедура восстановления средней плотности и поля пульсаций плотности по сигналу флюоресценции описана в [2]. Пульсации измерялись в диапазоне частот $3 \div 50$ кГц. Для получения общей картины обтекания пластины проводилась визуализация течения электронным пучком.

Численный метод. В данной работе выполнено исследование обтекания пластины, расположенной под углом атаки, гиперзвуковым потоком при $M_\infty = 21$ в случае, когда на всей длине пластины реализуется режим вязкого ударного слоя, характеризующийся сильным вязко-невязким взаимодействием. В теории гиперзвуковых течений [6] введен параметр взаимодействия $\chi = M_\infty^3 / \sqrt{Re_x}$, который характеризует степень вязко-невязкого взаимодействия. В зависимости от этого параметра выделяются два режима течения: при $\chi > 1$ режим сильного вязко-невязкого взаимодействия, при $\chi < 1$ режим слабого вязко-невязкого взаимодействия. В случае обтекания пластины длиной 100 мм при значениях продольной координаты $x/L = 0,2; 0,4; 0,6; 0,8; 1,0$ получены значения $\chi = 84,5; 59,8; 48,8; 42,3; 37,8$ соответственно. Таким образом, в рассматриваемом случае во всей области обтекания пластины реализуется режим сильного вязко-невязкого взаимодействия, соответствующий течениям с большими числами Маха.

Как известно, в пограничных слоях при больших числах Маха наиболее неустойчивыми являются возмущения, распространяющиеся под нулевым углом к направлению основного течения [7]. Это означает, что на ранних стадиях процесса перехода к турбулентности течение остается двумерным. В экспериментах [1, 3], проведенных при числе Маха $M_\infty = 21$, также показано, что и в свободном потоке, и в ударном слое на пластине преобладают двумерные волны. Поэтому в данной работе при прямом численном моделировании развития возмущений решаются двумерные уравнения Навье — Стокса с использованием схем сквозного счета высокого порядка точности [8]. Численный метод решения подробно описан в работе [1].

Расчетная область представляет собой прямоугольник, часть нижней стороны которого совпадает с поверхностью пластины. Левая (входная) граница расположена на расстоянии, равном длине нескольких расчетных ячеек вверх по потоку от передней кромки пластины, высота расчетной области выбирается таким образом, чтобы распространяющаяся с передней кромки головная УВ не взаимодействовала с верхней границей. Правая (выходная) граница отодвинута от задней кромки пластины, так чтобы течение в выходном сечении было полностью сверхзвуковым.

Сначала проводился расчет стационарного течения, при этом на левой и верхней границах задавался равномерный гиперзвуковой поток. На правой границе решение экстраполировалось изнутри расчетной области. Граничные условия на пластине учитывали скольжение и скачок температуры. На другой части нижней границы, не совпадающей с поверхностью пластины, задавались условия симметрии.

При решении задачи о взаимодействии вязкого ударного слоя с внешними акустическими волнами переменные на левой границе расчетной области задавались в виде супер-

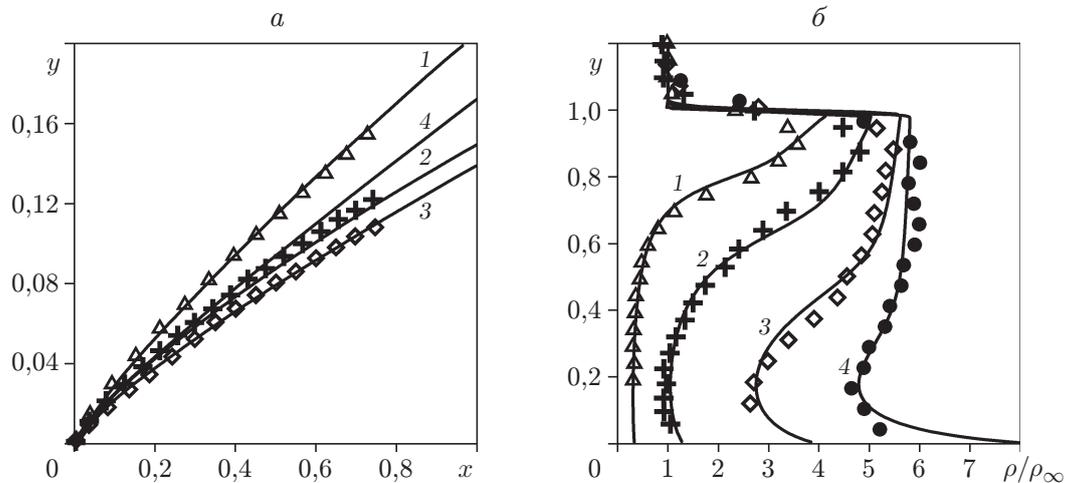


Рис. 1. Положение УВ (*а*) и профили средней плотности (*б*) в сечении $x = 0,95$, полученные в эксперименте (точки) и расчете (сплошные кривые) при $M_\infty = 21$, $Re_L = 6 \cdot 10^4$, $T_w = 300$ К, $T_0 = 1200$ К и различных углах атаки: 1 — $\alpha = 0^\circ$, 2 — $\alpha = 10^\circ$, 3 — $\alpha = 20^\circ$, 4 — $\alpha = 30^\circ$

позиции стационарного основного течения и плоской монохроматической звуковой волны, характеризующейся амплитудой A , углом распространения θ и частотой f . На поверхности пластины использовались те же граничные условия, что и при нахождении стационарного решения, за исключением того, что возмущения температуры на поверхности полагались равными нулю: $T'|_{y=0} = 0$ (в силу значительной тепловой инерции пластины). После введения возмущений уравнения Навье — Стокса интегрировались до тех пор, пока нестационарное решение не выходило на установившийся периодический режим.

Использовалась равномерная расчетная сетка с шагом 0,0009 по координате x и с шагом 0,0005 по координате y . Вычислительная программа распараллеливалась с помощью библиотеки MPI, что позволяло проводить расчеты на многопроцессорных компьютерах. При расчетах использовалось до 20 процессоров Сибирского суперкомпьютерного центра (Новосибирск).

В работах [1–3], в которых проводилось исследование течения в гиперзвуковом ударном слое на пластине, расположенной под нулевым углом атаки, показано, что данные алгоритм и метод расчета можно использовать при решении задач восприимчивости и устойчивости ударного слоя.

Результаты исследований. В настоящей работе выполнена визуализация течения электронным пучком при углах атаки $\alpha = 0, 10, 20, 30^\circ$ с целью определения положения УВ и диапазонов углов наклона УВ относительно направления потока для каждого угла α . Сравнение результатов визуализации с расчетными полями плотности стационарного течения показало, что они хорошо согласуются.

На рис. 1, *а* приведены измеренные в эксперименте и полученные в расчетах положения УВ, на рис. 1, *б* — профили средней плотности в сечении $x = 0,95$ при различных углах атаки пластины. Видно, что результаты расчета и эксперимента хорошо согласуются. С увеличением угла атаки до значения $\alpha = 20^\circ$ УВ прижимается к поверхности пластины, а при $\alpha > 20^\circ$ наблюдается ее отход. При этом толщина ПС (области низкой плотности на рис. 1, *б*) существенно уменьшается. Более пологая форма измеренного профиля плотности на УВ, по-видимому, обусловлена значительными осцилляциями УВ в эксперименте и ограниченной разрешающей способностью измерительной аппаратуры. В целом численный алгоритм достаточно точно описывает среднее течение в ударном слое.

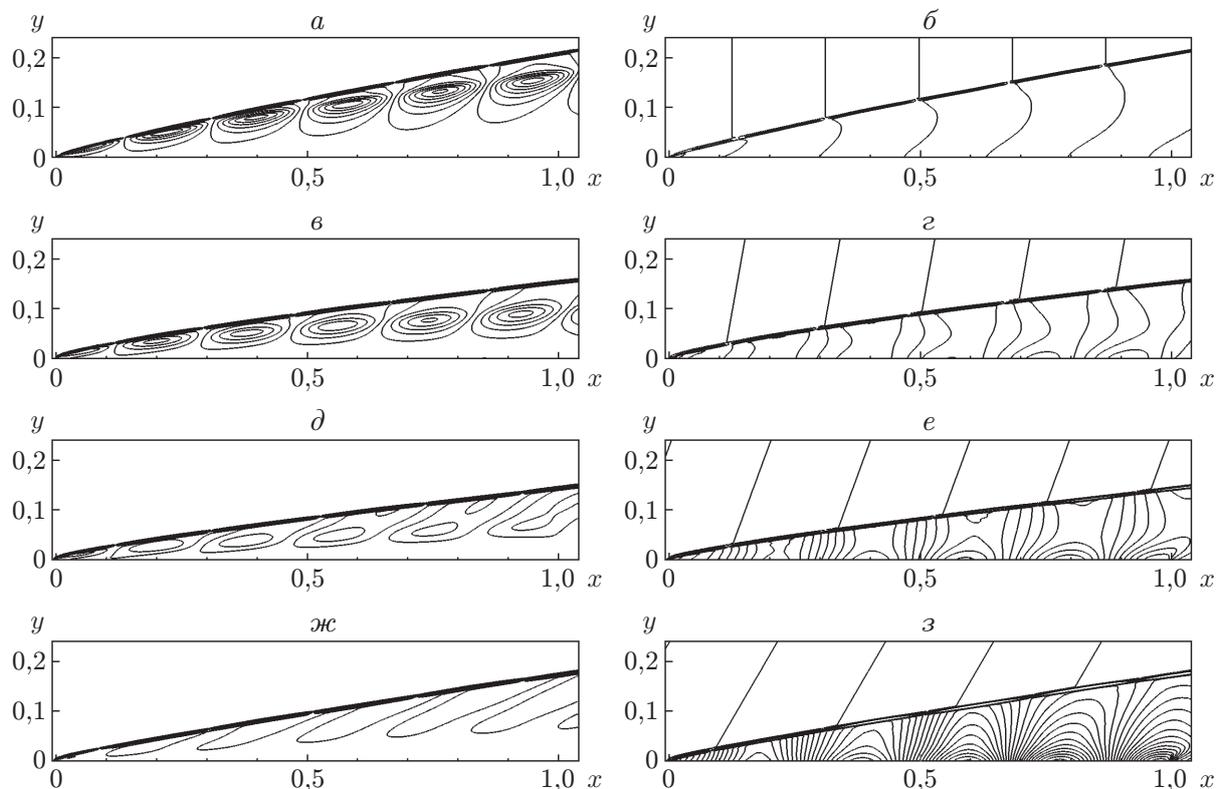


Рис. 2. Расчетные поля пульсаций энтропии (*а, в, д, ж*) и давления (*б, г, е, з*) в ударном слое при различных углах атаки:
а, б — $\alpha = 0^\circ$, *в, г* — $\alpha = 10^\circ$, *д, е* — $\alpha = 20^\circ$, *ж, з* — $\alpha = 30^\circ$

На рис. 2 приведены расчетные поля пульсаций энтропии и давления в ударном слое при различных углах атаки. Видно, что при увеличении угла атаки α доля энтропийно-вихревых возмущений за УВ резко уменьшается, а возмущения давления растут, при этом наиболее интенсивный рост возмущений давления наблюдается на поверхности пластины. Максимум интенсивности пульсаций давления на поверхности пластины наблюдается в гиперзвуковом пограничном слое при числах Маха $M_\infty < 10$ [9–11], при которых преобладают акустические возмущения.

Результаты прямого численного моделирования согласуются с результатами расчета по линейной теории взаимодействия возмущений с УВ [4]. Для условий данных экспериментов рассчитаны области существования в ударном слое возмущений различных мод в соответствии с работой [4]. Установлено, что при $M_\infty = 21$ и $\alpha = 0, 10^\circ$ в ударном слое доминируют энтропийно-вихревые возмущения, а акустические волны экспоненциально затухают; при углах атаки $\alpha \geq 20^\circ$ в ударном слое наряду с энтропийно-вихревыми возмущениями возникают незатухающие акустические возмущения.

На рис. 3 приведены профили пульсаций плотности в сечении $x = 0,95$, полученные в расчете и измеренные в эксперименте при различных углах атаки. Видно, что результаты расчета и экспериментальные данные хорошо согласуются.

На рис. 4 приведены расчетные профили пульсаций давления и энтропии, полученные в том же сечении $x = 0,95$. При $\alpha = 0, 10^\circ$ в ударном слое на границе ПС имеют место максимумы возмущений плотности (см. рис. 3, *а, б*) и энтропии (рис. 4, *б*), что обусловлено взаимодействием вихревых возмущений со средним течением [1]. При $\alpha = 20,$

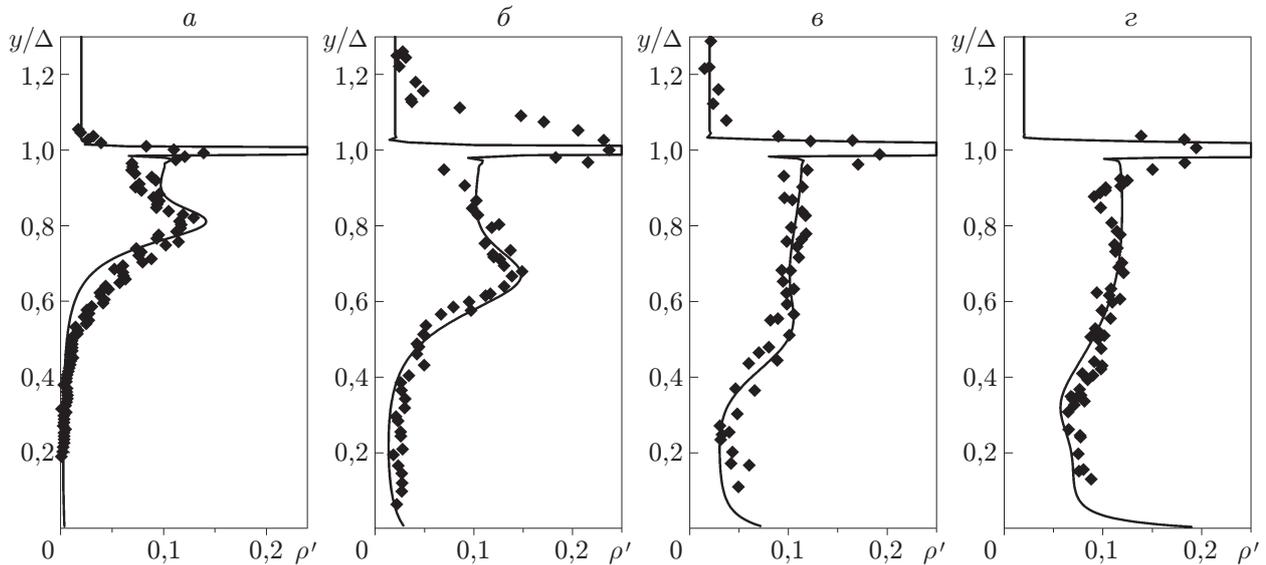


Рис. 3. Профили пульсаций плотности ρ' в сечении $x = 0,95$, полученные в расчете (сплошные линии) и эксперименте (точки) при $M_\infty = 21$, $Re_L = 6 \cdot 10^4$, $A = 0,03$, $f = 30$ кГц:
 а — $\alpha = 0^\circ$, $\theta = 0^\circ$; б — $\alpha = 10^\circ$, $\theta = 10^\circ$; в — $\alpha = 20^\circ$, $\theta = 20^\circ$; г — $\alpha = 30^\circ$, $\theta = 30^\circ$

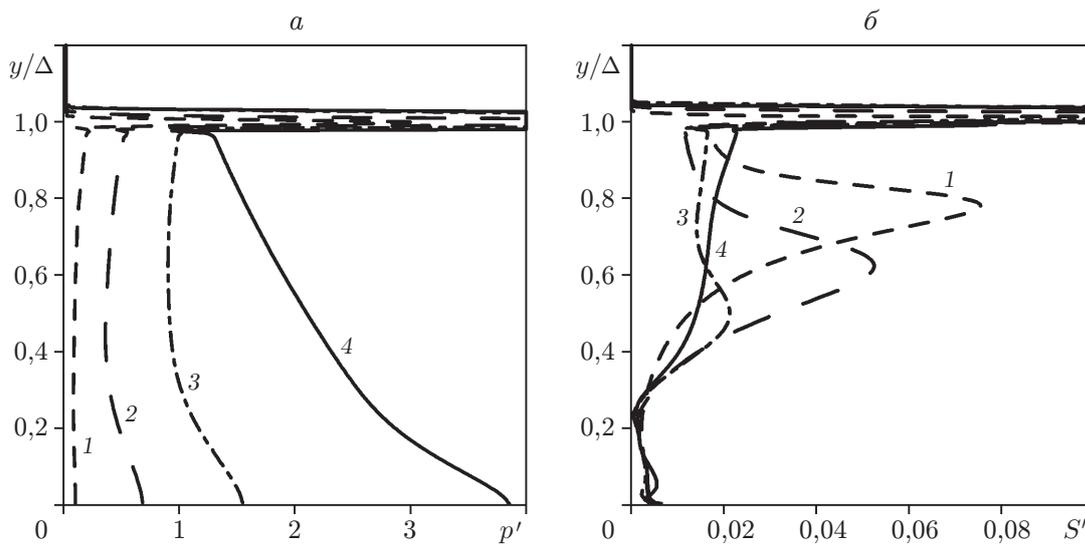


Рис. 4. Профили пульсаций давления p' (а) и энтропии S' (б) в сечении $x = 0,95$ при $M_\infty = 21$, $Re_L = 6 \cdot 10^4$, $A = 0,03$, $f = 30$ кГц:
 1 — $\alpha = 0^\circ$, $\theta = 0^\circ$; 2 — $\alpha = 10^\circ$, $\theta = 10^\circ$; 3 — $\alpha = 20^\circ$, $\theta = 20^\circ$; 4 — $\alpha = 30^\circ$, $\theta = 30^\circ$

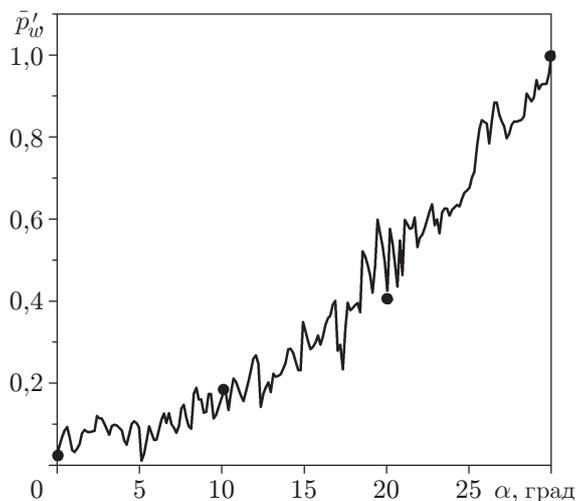


Рис. 5. Зависимость нормированной спектральной амплитуды возмущений давления от угла атаки пластины при $M_\infty = 21$, $Re_L = 6 \cdot 10^4$, $A = 0,03$, $f = 30$ кГц: сплошная кривая — эксперимент, точки — расчет

30° для пульсаций плотности (см. рис. 3, в, г) уже не наблюдается четко выраженного локального максимума на границе ПС, кроме того, вблизи поверхности пластины значения интенсивности возмущений больше соответствующих значений, полученных при малых углах атаки. Видно также, что при увеличении угла атаки α возмущения энтропии за УВ уменьшаются, а возмущения давления p' растут. Рост пульсаций давления, по-видимому, обусловлен увеличением доли акустических возмущений и наиболее существен при $\alpha = 20, 30^\circ$, что согласуется с оценками, полученными по теории взаимодействия возмущений с УВ [4]. Из рис. 3, 4 следует, что при малых и больших углах атаки восприимчивость ударного слоя качественно различается. Если при малых углах α пульсации плотности определялись неакустическими возмущениями, то при увеличении α они возникают вследствие наличия как неакустических, так и акустических возмущений.

Как показано выше, в ударном слое при различных углах атаки наиболее интенсивный рост возмущений давления наблюдается на поверхности пластины (см. рис. 2, б). Поэтому в эксперименте интенсивность акустических возмущений определяется с помощью датчиков пульсаций давления на поверхности модели. Результаты этих измерений для частоты $f = 30$ кГц представлены на рис. 5 в виде зависимостей амплитуды возмущений давления \bar{p}'_w от угла атаки α , который в эксперименте изменялся непрерывно от 0 до 30° . Амплитуда возмущений давления нормирована на ее значение при $\alpha = 30^\circ$ ($\bar{p}'_w = p'_w/p'_w|_{\alpha=30^\circ}$). Аналогичные зависимости получены для всех частот возмущений давления. В эксперименте при малых углах атаки амплитуды возмущений давления были малы, что обуславливало существенную относительную погрешность их определения. Тем не менее сравнение полученной зависимости с результатами численного моделирования (точки на рис. 5) показывает, что они хорошо согласуются.

Численно исследована зависимость амплитуды пульсаций давления на поверхности модели от частоты и продольной координаты при $\alpha = 30^\circ$. На рис. 6 представлены результаты расчетов в виде изолиний амплитуды пульсаций давления p'_w . Видно, что амплитуда возмущений на любой частоте имеет максимум в определенных точках по продольной координате x . На диаграмме видны две области со значительной интенсивностью пульсаций p'_w , положение максимумов которых показано линиями 1 и 2. Таким образом, в исследуемом диапазоне длин волн внешних возмущений интенсивность пульсаций дав-

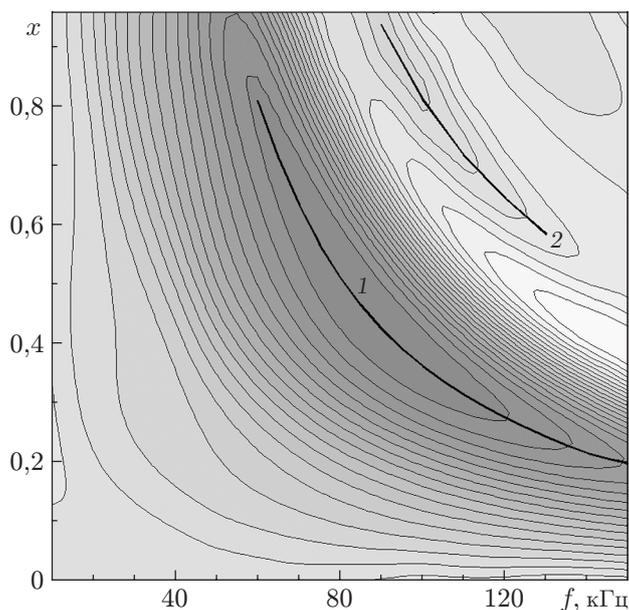


Рис. 6. Изолинии амплитуды пульсаций давления в плоскости (f, x) при $M_\infty = 21$, $Re_L = 6 \cdot 10^4$, $A = 0,03$, $\alpha = 30^\circ$:

1, 2 — положения максимумов пульсаций

ления в ударном слое возрастает вниз по потоку. При $\alpha = 30^\circ$ число Маха за УВ $M \approx 4$. Поэтому зависимости, приведенные на рис. 6, аналогичны зависимостям, полученным для возмущений в ПС на пластине при $\alpha = 0^\circ$ и числе Маха на границе ПС $M = 4$ [12].

Заключение. В работе приведены результаты экспериментального и численного исследования восприимчивости вязкого ударного слоя на пластине к внешним акустическим волнам при различных углах атаки набегающего потока. Особенности взаимодействия акустических возмущений с вязким ударным слоем исследованы в широком диапазоне частот. Показано, что с увеличением угла атаки уменьшаются толщины ударного и пограничного слоев, возрастает интенсивность возмущений давления. В частности, при углах атаки $\alpha > 20^\circ$ за УВ генерируются интенсивные акустические волны, в то время как при $\alpha < 20^\circ$ — интенсивные неакустические возмущения. Этот результат согласуется с результатами расчетов по невязкой линейной теории взаимодействия возмущений с УВ. Также обнаружено, что существует диапазон длин волн внешних возмущений, в котором интенсивность пульсаций давления в ударном слое возрастает вниз по потоку.

Авторы выражают благодарность А. Н. Кудрявцеву за предоставленную программу расчета решения уравнений Навье — Стокса и полезные обсуждения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кудрявцев А. Н., Миронов С. Г., Поплавская Т. В., Цырюльников И. С. Экспериментальное исследование и прямое численное моделирование развития возмущений в вязком ударном слое на плоской пластине // ПМТФ. 2006. Т. 47, № 5. С. 3–15.
2. Маслов А. А., Кудрявцев А. Н., Миронов С. Г. и др. Численное моделирование восприимчивости гиперзвукового ударного слоя к акустическим возмущениям // ПМТФ. 2007. Т. 48, № 3. С. 84–91.
3. Маслов А. А., Кудрявцев А. Н., Миронов С. Г. и др. Управление возмущениями в гиперзвуковом ударном слое на пластине нестационарным воздействием с поверхности // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2008. № 3. С. 152–161.

4. **McKenzie J. F., Westphal K. O.** Interaction of linear waves with oblique shock waves // Phys. Fluids. 1968. V. 11. P. 2350–2362.
5. **Mironov S. G., Maslov A. A.** An experimental study of density waves in hypersonic shock layer on a flat plate // Phys. Fluids. 2000. V. 12, N 6. P. 1544–1553.
6. **Хейз У. Д.** Теория гиперзвуковых течений / У. Д. Хейз, Р. Ф. Пробстин. М.: Изд-во иностр. лит., 1962.
7. **Гапонов С. А.** Развитие возмущений в сжимаемых потоках / С. А. Гапонов, А. А. Маслов. Новосибирск: Наука. Сиб. отд-ние, 1980.
8. **Кудрявцев А. Н., Поплавская Т. В., Хотяновский Д. В.** Применение схем высокого порядка точности при моделировании нестационарных сверхзвуковых течений // Мат. моделирование. 2007. Т. 19, № 7. С. 39–55.
9. **Zhong X.** Receptivity of hypersonic boundary layers to freestream disturbances. Reno (NV), 2000. (Paper / AIAA; № 2000-0531).
10. **Егоров И. В., Судаков В. Г., Федоров А. В.** Численное моделирование восприимчивости сверхзвукового пограничного слоя к акустическим возмущениям // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2006. № 2. С. 43–52.
11. **Egorov I. V., Fedorov A. V., Soudakov V. G.** Receptivity of a hypersonic boundary layer over a flat plate with a porous coating // J. Fluid Mech. 2008. V. 601. P. 165–187.
12. **Мэк Л. М.** Линейная теория устойчивости и проблемы перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный при сверхзвуковом течении // Ракетная техника и космонавтика. 1975. Т. 13, № 3. С. 31–47.

Поступила в редакцию 29/III 2010 г.
