

УДК 532.526

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОСПРИИМЧИВОСТИ ГИПЕРЗВУКОВОГО УДАРНОГО СЛОЯ К АКУСТИЧЕСКИМ ВОЗМУЩЕНИЯМ

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

Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН,
630090 Новосибирск
E-mails: maslov@itam.nsc.ru, alex@itam.nsc.ru, mironov@itam.nsc.ru,
popla@itam.nsc.ru, tsivan@ngs.ru

Выполнено прямое численное моделирование эволюции возмущений в вязком ударном слое на плоской пластине при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 21$ и числе Рейнольдса $Re_L = 1,44 \cdot 10^5$. С использованием схемы сквозного счета высокого порядка точности решены нестационарные уравнения Навье — Стокса. Исследованы процессы восприимчивости и развития неустойчивости при возбуждении ударного слоя внешними акустическими волнами. Показано, что данные прямого численного моделирования хорошо согласуются с результатами, полученными по линейной локально-параллельной теории устойчивости (с учетом влияния ударной волны), и экспериментальными измерениями, проведенными в гиперзвуковой аэродинамической трубе. Обсуждаются механизмы преобразования внешних возмущений в волны неустойчивости в гиперзвуковом ударном слое.

Ключевые слова: прямое численное моделирование, уравнения Навье — Стокса, гиперзвуковой ударный слой, акустические возмущения.

Введение. Понимание механизмов восприимчивости и неустойчивости вязкого ударного слоя является необходимым условием разработки эффективных методов управления ламинарно-турбулентным переходом при гиперзвуковом полете. При движении летательного аппарата с высокой скоростью в верхних слоях атмосферы режим вязкого ударного слоя реализуется даже на значительном расстоянии от передних кромок. Процессы возникновения и развития возмущений в ударном слое могут существенно отличаться от характерных для сверхзвуковых пристенных течений при умеренных числах Маха ($M_\infty < 10$) [1–4] и пока изучены слабо. Теоретическое исследование таких течений осложняется взаимодействием возмущений и ударной волны (УВ), значительной непараллельностью потока, наличием скольжения и скачка температуры на стенке. Возможности экспериментального моделирования восприимчивости и развития возмущений в гиперзвуковом ударном слое в аэродинамических трубах весьма ограничены, в частности, в экспериментах не моделируются числа Рейнольдса и энтальпия потока, соответствующие реальному полету. Этот пробел может восполнить прямое численное моделирование. Так, в последнее время появился ряд работ [5–8], в которых с использованием прямого численного моделирования на основе полных нестационарных уравнений Навье — Стокса решены задачи

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (код проекта 05-08-33436) и в рамках Заказного интеграционного проекта Президиума СО РАН № 4.

восприимчивости и развития возмущений при сверхзвуковом и умеренном гиперзвуковом обтекании тел. Использование этого подхода позволяет получить детальную информацию о поле возмущений, необходимую для верификации теоретических моделей и сравнения с данными измерений. Однако в проведенных ранее исследованиях параметры обтекания в большей степени соответствуют пограничному слою (где УВ находится достаточно далеко от верхней границы вязкого течения), а не ударному.

В данной работе приведены результаты параметрических исследований взаимодействия ударного слоя и внешних акустических волн, распространяющихся под различными углами к набегающему потоку, при очень большом числе Маха ($M_\infty = 21$) и умеренных значениях числа Рейнольдса ($Re_L = 1,44 \cdot 10^5$). Взаимодействие акустических возмущений внешнего потока (быстрой и медленной мод) с ударным слоем моделируется путем решения двумерных уравнений Навье — Стокса. Некоторые результаты расчета сопоставлены с данными измерений характеристик пульсаций плотности, выполненных для тех же параметров потока в гиперзвуковой азотной аэродинамической трубе Т-327А Института теоретической и прикладной механики СО РАН.

Постановка задачи. Рассматривается гиперзвуковое обтекание плоской бесконечно тонкой пластины длиной $L = 24$ см, расположенной под нулевым углом атаки к набегающему потоку. Двумерные уравнения Навье — Стокса, записанные в виде системы законов сохранения, решаются с использованием схемы сквозного счета высокого порядка точности. (Численный метод подробно описан в [9, 10].) Газ полагается совершенным, с постоянными значениями теплоемкостей, вязкость газа вычисляется по формуле Сазерленда с параметрами, соответствующими азоту. На поверхности пластины задаются граничные условия скольжения и скачка температуры. Температура поверхности пластины полагается постоянной: $T_w = 300$ К. Как показано в [9], рассчитанное при такой постановке среднее течение хорошо согласуется с данными измерений полного давления, плотности и числа Маха. Следует отметить, что влияние эффектов разреженности в рассматриваемой задаче оказывается существенным: при $x/L = 0,1$ скорость скольжения на поверхности пластины составляет приблизительно 17 % скорости набегающего потока, у задней кромки пластины — примерно 7 %.

Вязкий ударный слой возбуждается внешними акустическими волнами. При численном решении на входной границе расчетной области к равномерному набегающему потоку добавлялись возмущения в виде плоской монохроматической волны:

$$\begin{pmatrix} u' \\ v' \\ p' \\ \rho' \end{pmatrix} = A \begin{pmatrix} \pm \cos \theta \\ \mp \sin \theta \\ 1 \\ 1 \end{pmatrix} \exp [i(k_x x + k_y y - \omega t)].$$

Здесь u' , v' , p' , ρ' — пульсации продольной и поперечной скорости, давления и плотности соответственно; θ — угол распространения внешней акустической волны; A — амплитуда возмущения; t — время; $k_x = k \cos \theta$, $k_y = -k \sin \theta$ — компоненты волнового вектора, связанного с частотой $\omega = 2\pi f L / c_\infty$ дисперсионным соотношением $k = \omega / (M_\infty \cos \theta \pm 1)$; верхний (нижний) знак соответствует быстрой (медленной) акустической волне. При записи соотношений в безразмерном виде возмущения плотности и температуры отнесены к их значениям в набегающем потоке, возмущения скорости — к скорости звука c_∞ , возмущение давления — к величине $\rho_\infty c_\infty^2$. Эти возмущения моделируют присутствующие в аэродинамической трубе естественные возмущения набегающего потока. В экспериментах [9] с использованием электронно-пучковой флюоресценции азота по методике, описанной в [11], измерены амплитудные, частотные и фазовые характеристики пульсаций плотности естественных возмущений. Для сопоставления с данными измерений результаты численного

исследования в [9] осреднялись в соответствующей эксперименту полосе частот внешних возмущений, в настоящей работе данные численного моделирования не осреднялись.

В расчетах амплитуда возмущений A принималась равной 0,028. Проверка показала, что в диапазоне амплитуд внешних возмущений, по крайней мере, до значения $A = 0,04$ задача линейна. Углы падения акустических волн на пластину θ выбирались в диапазоне от -10° до 45° . Углы менее -10° не рассматривались, так как в этом случае ударный слой находится в “акустической тени” пластины, а задача дифракции акустических волн на ее “носике” не анализировалась.

После введения возмущений уравнения Навье — Стокса интегрировались до момента выхода нестационарного решения на установившийся периодический режим. Расчетная сетка была равномерной и состояла из $N_x = 1050$ ячеек вдоль потока и $N_y = 240$ ячеек в поперечном направлении. При проведении расчетов использовалось до 20 процессоров Сибирского суперкомпьютерного центра.

Результаты расчетов. Приведенные в настоящей работе результаты расчетов получены для параметров среднего течения, соответствующих условиям эксперимента в гиперзвуковой аэродинамической трубе: $M_\infty = 21$, $Re_{L_\infty} = 1,44 \cdot 10^5$, $T_w/T_0 = 0,25$.

Результаты прямого численного моделирования развития возмущений в ударном слое пластины при $f = 38,4$ кГц и $\theta = 0^\circ$ могут быть сопоставлены с расчетами по линейной локально-параллельной теории устойчивости с учетом влияния ударной волны [3, 4] и данными работы [9]. Экспериментально получены распределения амплитудных спектров пульсаций плотности по нормальной к поверхности пластины координате в сечениях вдоль осевой линии модели. По этим данным вычислялись скорости роста возмущений в ударном слое.

В данной работе выполнено сравнение скоростей роста α_i и фазовых скоростей C_x возмущений на УВ с расчетами в рамках линейной теории устойчивости с учетом влияния УВ, выполненными в [4], где было показано, что наличие УВ вблизи вязкого пограничного слоя приводит к смещению максимума пульсаций плотности на УВ (рис. 1). На рис. 1 видно, что результаты прямого численного моделирования для медленной моды хорошо согласуются с экспериментальными измерениями и данными линейной теории, различие наблюдается только в непосредственной близости к задней кромке пластины; для быстрой моды расхождение начинается ближе к передней кромке.

Результаты сопоставления фазовых скоростей возмущений представлены на рис. 2. Видно, что возмущения распространяются преимущественно со скоростью набегающего потока. Это означает, что в ударном слое возникают вихревые возмущения. Вблизи перед-

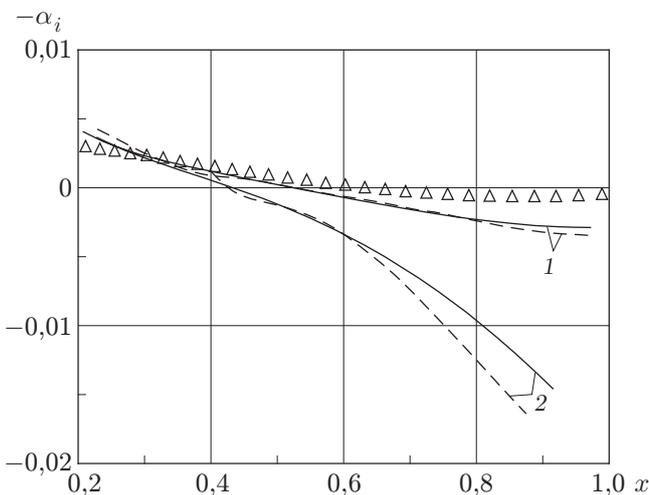


Рис. 1. Зависимость скорости роста возмущений плотности на УВ от продольной координаты:

штриховые линии — локально-параллельная теория устойчивости с учетом влияния УВ [3, 4]; сплошные — прямое численное моделирование; 1 — медленная мода; 2 — быстрая мода; точки — эксперимент [9]

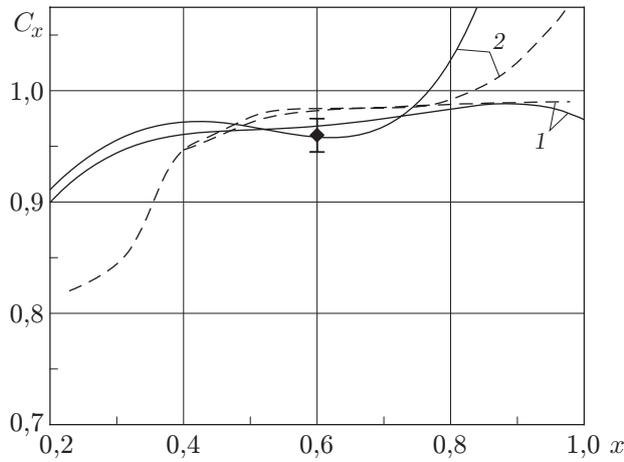


Рис. 2. Зависимость фазовой скорости возмущений плотности на УВ от продолжений координаты:

точка — экспериментальная фазовая скорость возмущений в ударном слое на пластине; остальные обозначения те же, что на рис. 1

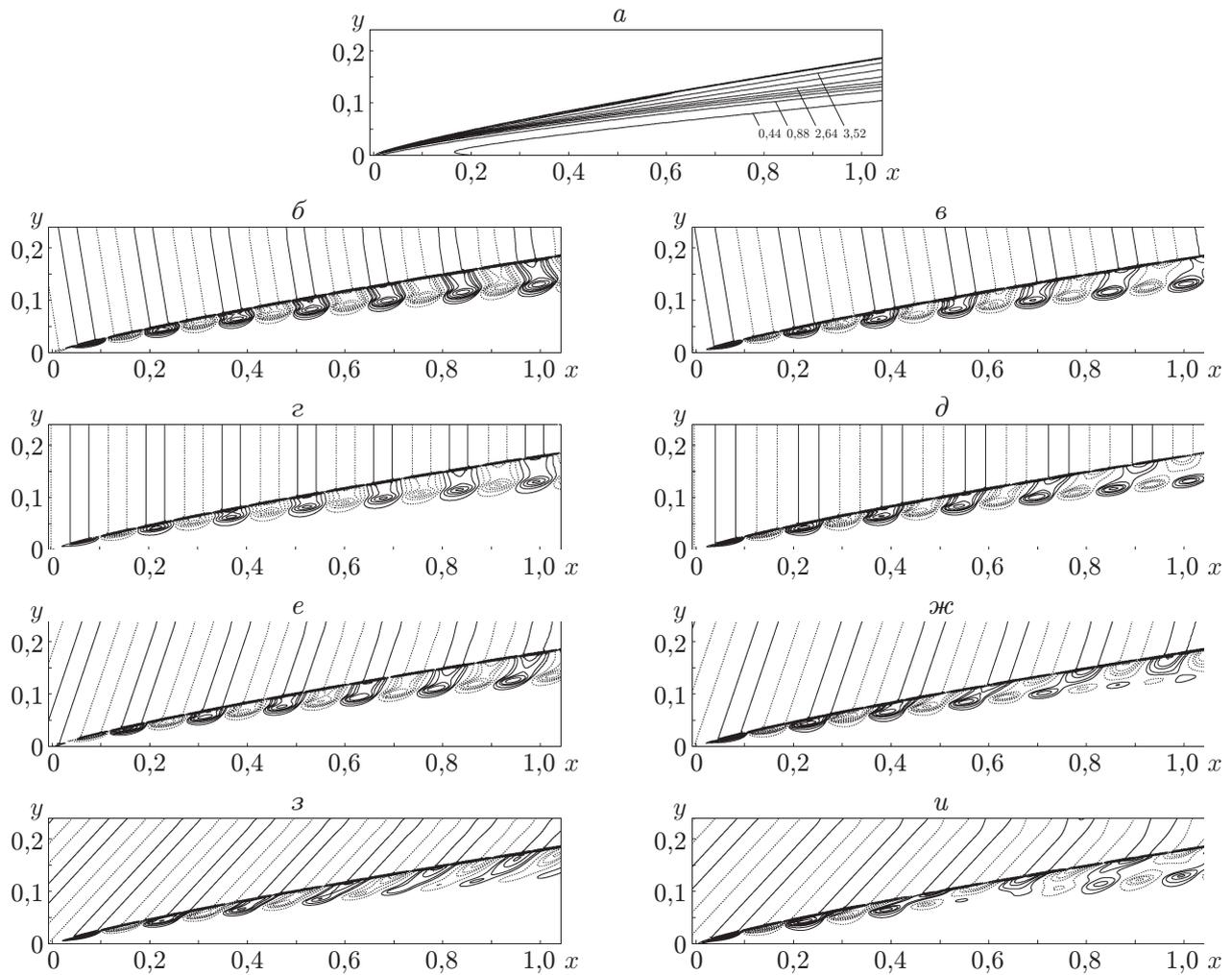


Рис. 3. Поле средней плотности (а) и поля возмущений плотности, индуцированные медленной (б, г, е, з) и быстрой (в, д, ж, и) акустическими волнами при $f = 38,4$ кГц и различных углах распространения:

б, в — $\theta = -10^\circ$; г, д — $\theta = 0^\circ$; е, ж — $\theta = 20^\circ$; з, и — $\theta = 45^\circ$

ней кромки пластины фазовые скорости, полученные по линейной теории устойчивости [4], и данные прямого численного моделирования существенно различаются. Возможно, это обусловлено тем, что линейная теория устойчивости [3, 4] не учитывает непараллельность среднего течения, значительную в окрестности передней кромки.

На рис. 3 приведены расчетное поле средней плотности (рис. 3,а) и мгновенные поля пульсаций плотности для медленной (рис. 3,б,г,е,з) и быстрой (рис. 3,в,д,ж,и) мод внешних акустических возмущений с частотой $f = 38,4$ кГц при различных углах распространения θ . Видно, что под воздействием внешних волн в ударном слое формируются две области наиболее интенсивных пульсаций плотности, расположенные вдоль УВ, и линии наибольшего поперечного градиента средней плотности (ср. с рис. 3,а). При этом с увеличением угла θ как для медленной, так и для быстрой мод внешних возмущений максимум пульсаций плотности на границе пограничного слоя уменьшается. Также можно отметить, что с увеличением угла θ между УВ и границей пограничного слоя начинают формироваться структуры типа наклонных волн (см. рис. 3,з,и). Это можно объяснить в рамках линейной теории взаимодействия возмущений с УВ [12]. Согласно этой теории акустическое возмущение за УВ может возникнуть только в диапазоне углов распространения внешних возмущений, ограниченном критическими значениями. На рис. 4 показаны построенные по теории [12] области существования различных мод в ударном слое при взаимодействии медленных (рис. 4,а) и быстрых (рис. 4,б) акустических волн с УВ на пластине при $M_\infty = 21$. По оси абсцисс отложены углы φ наклона УВ к потоку, по оси ординат — углы θ распространения возмущений в набегающем потоке. В областях I и III за УВ могут возникать как энтропийно-вихревые, так и акустические возмущения, тогда как в области II генерируются только энтропийно-вихревые возмущения. Из рис. 4 следует, что при углах распространения медленной акустической волны от -10° до 30° и быстрой акустической волны от 0° до 45° за УВ возникают возмущения только энтропийно-вихревой природы, акустические возмущения за УВ не проходят (они должны экспоненциально затухать за фронтом УВ). При углах распространения медленной акустической волны $\theta = 45^\circ$ и быстрой акустической волны $\theta > 0^\circ$ за УВ проходят и вихревые, и аку-

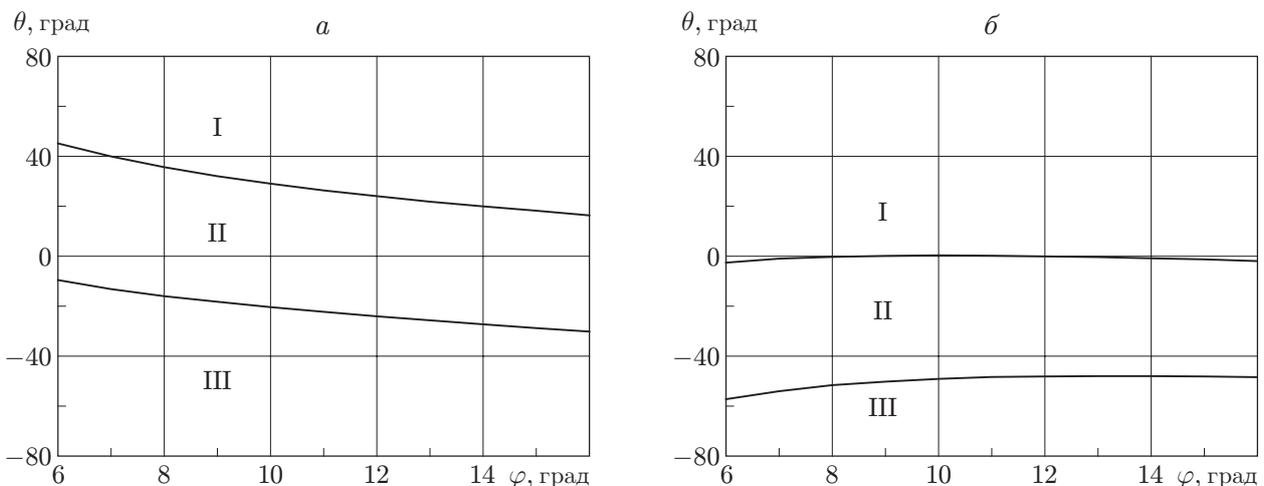


Рис. 4. Области существования различных мод в ударном слое при взаимодействии медленных (а) и быстрых (б) акустических волн с УВ на пластине ($M_\infty = 21$, $\theta = 0^\circ$) по теории [12]:

I — вихревая и быстрая акустическая моды; II — вихревая мода; III — вихревая и медленная акустическая моды

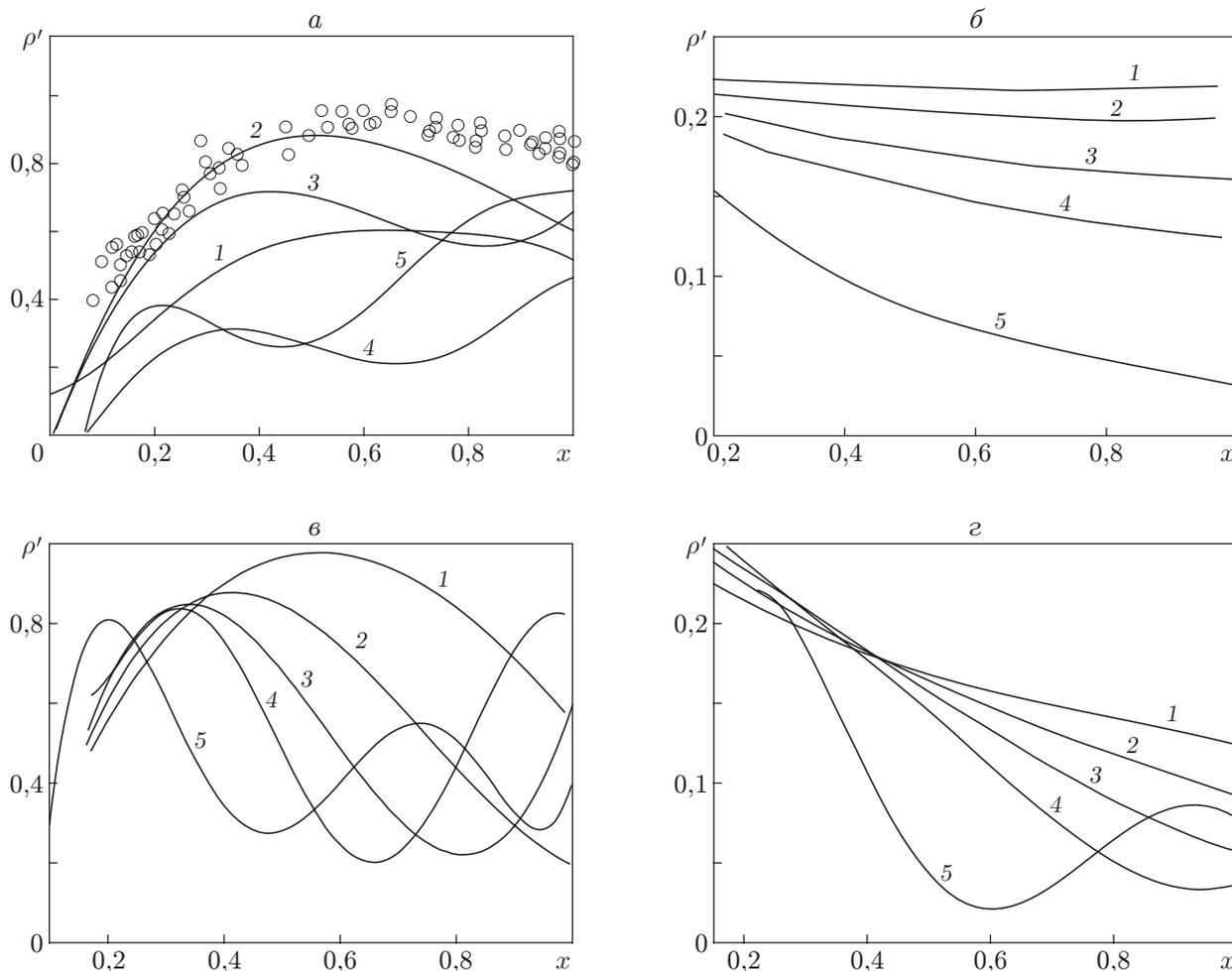


Рис. 5. Зависимость амплитуды пульсаций плотности от продольной координаты на УВ (*а, в*) и верхней границе пограничного слоя (*б, г*) при $f = 38,4$ кГц и различных углах распространения: *а, б* — медленная акустическая волна; *в, г* — быстрая акустическая волна; точки — эксперимент [9]; 1 — $\theta = -10^\circ$, 2 — $\theta = 0^\circ$, 3 — $\theta = 10^\circ$, 4 — $\theta = 20^\circ$, 5 — $\theta = 45^\circ$

стические возмущения, поэтому образуются структуры типа наклонных волн. Поскольку акустические волны в ударном слое создают пульсации плотности существенно меньшие, чем вихревые возмущения, вызывающие колебания профиля средней плотности в целом, при доминировании в ударном слое акустической моды наблюдается уменьшение интенсивности пульсаций плотности.

В работе [10] показано, что с увеличением частоты внешних акустических возмущений возникают периодические вариации амплитуды пульсаций плотности на УВ по продольной координате. Характерный период вариаций и максимальная амплитуда пульсаций плотности на УВ обратно пропорциональны частоте внешних возмущений и слабо зависят от моды внешних возмущений (медленной или быстрой). Такая зависимость максимальной амплитуды пульсаций на УВ от частоты внешних возмущений является следствием линейности задачи в рамках теории взаимодействия возмущений с УВ [12]. Однако возникновение продольных вариаций амплитуды пульсаций плотности на УВ нуждается в объяснении, тем более что аналогичный эффект наблюдается и при увеличении угла распространения внешних акустических возмущений.

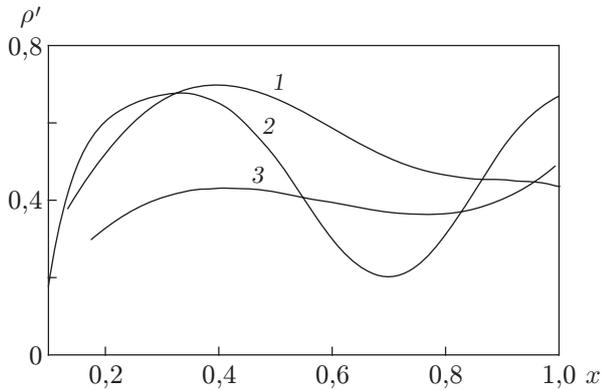


Рис. 6. Зависимость амплитуды пульсаций плотности на УВ от продольной координаты при $f = 50$ кГц:

1 — внешняя медленная акустическая волна; 2 — внешняя быстрая акустическая волна; 3 — внешняя вихревая мода

На рис. 5 показаны вариации амплитуды пульсаций плотности вдоль пластины на УВ и верхней границе пограничного слоя для медленной и быстрой мод внешних возмущений при $f = 38,4$ кГц. Видно, что с увеличением угла θ для обеих мод наблюдается уменьшение продольного масштаба вариаций без существенного изменения максимальной амплитуды пульсаций. В случае медленной моды внешних возмущений амплитуда пульсаций плотности на границе пограничного слоя существенно не меняется вдоль пластины, а только уменьшается по абсолютной величине с увеличением угла θ (рис. 5, б). Для быстрой моды внешних акустических возмущений имеет место аналогичная тенденция на УВ (рис. 5, в). Однако на границе пограничного слоя при $\theta > 20^\circ$ (рис. 5, г) также возникают продольные вариации амплитуды пульсаций плотности. Уменьшение амплитуды пульсаций плотности на границе пограничного слоя (см. рис. 5, б, г) также можно объяснить в рамках теории [12]. Согласно данным, приведенным на рис. 4, с увеличением угла θ возмущения в ударном слое плавно переходят от чисто энтропийно-вихревой моды к комбинации энтропийно-вихревой и быстрой акустической мод. При этом доля акустических возмущений непрерывно возрастает, что приводит к уменьшению амплитуды пульсаций плотности, поскольку акустические волны в ударном слое вызывают пульсации плотности существенно меньшие по сравнению с вихревыми возмущениями.

Возможно, продольные вариации амплитуды пульсаций плотности на УВ вдоль пластины обусловлены интерференцией возникающих за УВ акустических и вихревых возмущений. При малых углах θ также возможна интерференция вторичных акустических волн, создаваемых в ударном слое вихревыми возмущениями.

С целью проверки предположения об интерференции волн в ударном слое выполнены расчеты для вихревых возмущений внешнего потока с увеличенной частотой возмущений (рис. 6). Установлено, что внешние вихревые возмущения вызывают примерно такие же колебания амплитуды пульсаций плотности на УВ, что и внешние акустические возмущения медленной и быстрой мод. Данный факт подтверждает предположение о том, что продольные вариации амплитуды на УВ обусловлены не модой внешних возмущений, а пространственной структурой возмущений, возникающих в ударном слое. Однако это требует дальнейшего изучения и объяснения.

Заключение. С использованием прямого численного моделирования изучен процесс возбуждения неустойчивости гиперзвукового вязкого ударного слоя внешними акустическими волнами. Результаты моделирования для возмущений, распространяющихся вдоль потока, верифицированы путем сравнения с данными линейной локально-параллельной теории устойчивости и с экспериментальными данными.

Выполнено параметрическое исследование восприимчивости для возмущений, падающих на вязкий ударный слой под различными углами.

Характерной особенностью развития возмущений в вязком ударном слое является периодическое изменение их амплитуды вдоль продольной координаты с увеличением угла распространения внешних акустических волн. Показано, что эти вариации не связаны с модами внешних возмущений.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Petrov G. V.** Stability of a thin viscous shock layer on a wedge in hypersonic flow of perfect gas // Laminar-turbulent transition: Proc. of the 2nd IUTAM symp., Novosibirsk, 9–13 July 1984. Berlin: Springer, 1985. P. 487–493.
2. **Chang C. L., Malik M. R., Hussaini M. Y.** Effects of shock on the stability of hypersonic boundary layers. Reno (NV), 1990. (Paper / AIAA; N 90-1448).
3. **Маслов А. А., Миронов С. Г., Поплавская Т. В., Смородский Б. В.** Устойчивость гиперзвукового ударного слоя на плоской пластине // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2004. № 2. С. 16–23.
4. **Maslov A. A., Poplavskaya T. V., Smorodsky B. V.** Stability of a hypersonic shock layer on a flat plate // Comptes Rendus. Mech. 2004. V. 332, N 11. P. 875–880.
5. **Егоров И. В., Судаков В. Г., Федоров А. В.** Численное моделирование распространения возмущений в сверхзвуковом пограничном слое // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2004. № 6. С. 33–44.
6. **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. № 1. С. 42–53.
7. **Zhong X.** Receptivity of hypersonic boundary layers to freestream disturbances. Reno (NV), 2000. (Paper / AIAA; N 2000-0531).
8. **Ma Y., Zhong X.** Numerical simulation of receptivity and stability of nonequilibrium reacting hypersonic boundary layers. Reno (NV), 2001. (Paper / AIAA; N 2001-0892).
9. **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.
10. **Кудрявцев А. Н., Маслов А. А., Миронов С. Г. и др.** Прямое численное моделирование восприимчивости гиперзвукового ударного слоя к естественным и искусственным возмущениям // Вычисл. технологии. 2006. Т. 11, ч. 1. С. 108–115.
11. **Mironov S. G., Maslov A. A.** An experimental study of density waves in hypersonic shock layer on a flat plate // Phys. Fluids. Ser. A. 2000. V. 12, N 6. P. 1544–1553.
12. **McKenzie J. F., Westphal K. O.** Interaction of linear waves with oblique shock waves // Phys. Fluids. 1968. V. 11. P. 2350–2362.

Поступила в редакцию 10/XI 2006 г.