

УПРАВЛЕНИЕ ВОЗМУЩЕНИЯМИ УДАРНОГО СЛОЯ НА ПЛАСТИНЕ ПОД УГЛОМ АТАКИ С ПОМОЩЬЮ ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩИХ ПОРИСТЫХ ПОКРЫТИЙ

С.Г.Миронов, А.А.Маслов, Т.В.Поплавская, И.С.Цырюльников
Институт теоретической и прикладной механики им. С.А.Христиановича СО РАН,
Новосибирск
Новосибирский государственный университет, Новосибирск

DISTURBANCES CONTROL IN A SHOCK LAYER ON A FLAT PLATE AT ANGLE OF ATTACK BY SOUND-ABSORBING POROUS COATINGS

S.G.Mironov, A.A. Maslov, T.V. Poplavskaya, I.S. Tsyryulnikov
Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS, Novosibirsk
Novosibirsk State University, Novosibirsk

The results of experimental and numerical simulation of perturbations development in a hypersonic shock layer on a flat plate with sound-absorbing coating of the surface at angle of attack is presented. The possibility of effective suppression of pulsations on surface of the plate by the sound-absorbing coatings is shown.

Введение

В настоящее время актуальной проблемой аэродинамики является проблема управления ламинарно-турбулентным переходом при высокоскоростном обтекании тел. В последние десятилетия эта проблема решалась путем воздействия на среднее течение в пограничном слое. Такой подход к управлению требует больших энергетических затрат, сопоставимых с энергией потока в пограничном слое. Более экономичным является воздействие непосредственно на возмущения в пограничном слое, которые и приводят к турбулизации течения. Энергия воздействия в этом случае сопоставима с энергией возмущений, и она тем меньше, чем на более ранних стадиях развития возмущений применяется воздействие. В этом контексте весьма перспективной является задача управления возмущениями в вязком ударном слое, который предшествует пограничному слою и всегда формируется на передних кромках гиперзвуковых летательных аппаратов, где локальное число Рейнольдса еще невелико и вязкие силы доминируют в области течения за головной ударной волной.

В предыдущих работах [1,2] прямым численным моделированием и трубными измерениями была показана возможность управления возмущениями в гиперзвуковом ударном слое на пластине под нулевым углом атаки интерференционным методом. В работе [3] было показано, что установка пластины под углом атаки к потоку существенно изменяет характеристики возмущений в ударном слое, генерируемых акустическими волнами внешнего течения. В частности, резко возрастает доля акустических пульсаций в ударном слое, а доля энтропийно-вихревых возмущений падает. Кроме того, изменяется характер пространственного распределения возмущений в ударном слое. На поверхности пластины возникает область максимума пульсаций давления. В тоже время на границе пограничного слоя ослабляются пульсации, связанные с распространением энтропийно-вихревой моды возмущений. Это требует проведения специальных исследований по изучению эффективности создания и пространственного распределения возмущений, генерируемых локальным источником вдув-отсос, который является главной составляющей при реализации интерференционного метода. В случае недостаточной эффективности интерференционного метода необходимо исследование воздействия звукопоглощающих покрытий на интенсивность пульсаций в ударном слое, хорошо зарекомендовавших себя при умеренных гиперзвуковых скоростях [4].

В данной работе приведены результаты расчетно-экспериментального исследования восприимчивости гиперзвукового вязкого ударного слоя на пластине под углом атаки

$\alpha=0\div 30^\circ$ для числа Маха потока $M_\infty=21$ и единичного числа Рейнольдса $Re_{1\infty} = 6 \times 10^5 \text{ м}^{-1}$ к акустическим возмущениям внешнего потока и возмущениям, генерируемым локальным источником вдув-отсос, при наличии звукопоглощающего покрытия на поверхности пластины.

Экспериментальное оборудование, методики измерений

Эксперименты были выполнены на гиперзвуковой аэродинамической трубе Т-327А ИТПМ СО РАН. Аэродинамическая труба позволяет в течении 40 секунд поддерживать в рабочей камере гиперзвуковой поток азота с числом Маха на выходе из сопла $M = 20$, температурой торможения 1200К и плотностью газа соответствующей статическому давлению при нормальной температуре 0,2 мм. рт. ст. При этом единичное число Рейнольдса составляло $6 \cdot 10^5 \text{ м}^{-1}$. В экспериментах использовались пластина длиной 100 мм, шириной 50 мм и толщиной 25 мм, установленная на боковой державке (рис. 1а). На пластине была установлена медь-константановая термопара для контроля температуры пластины в эксперименте. Поворот пластины на определенный угол атаки осуществлялся с помощью электродвигателя. Реальный диапазон изменения угла атаки α составлял $-10^\circ \div 30^\circ$. При больших углах атаки происходило запирание потока аэродинамической трубы. Заподлицо с поверхностью пластины крепился датчик пульсаций давления. При использовании электронно-пучковой диагностики вместо датчика пульсаций давления могла быть установлена графитовая вставка, которая эффективно поглощала электроны пучка и подавляла свечение вторичных электронов выбитых с поверхности. Модель пластины имела специальное углубление для установки сменных вставок толщиной 20 мм. Толщина пластины выбиралась по соображениям возможности установки сменных звукопоглощающих вставок такой толщины.

На рис. 1б слева направо показаны: вставка из блока полужамкнутых трубок диаметром 4 мм с эффективной пористостью 98%, вставка из сплошного куска алюминия, моделирующего гладкую поверхность пластины, данные измерений на которой являются нормировкой при вычислении степени поглощения звука, вставка из вспененного никеля с размером ячеек 1 мм и пористостью 95%. Первая и последняя вставки оказались наиболее эффективными для звукопоглощения акустических пульсаций. Это было определено в специальных экспериментах, где методом электронно-пучковой диагностики изучалась эффективность поглощения акустических волн при нормальном падении на поверхность гиперзвукового потока. В этих условиях в ударном слое присутствуют только акустические возмущения и скорость среднего течения близка к нулю, что упрощает интерпретацию результатов измерений. В области частот от 15 до 40 кГц для трубчатого и пористого материала была получена $\approx 100\%$ эффективность поглощения акустических возмущений. При уменьшении частоты от 15 кГц до нуля их коэффициент поглощения падает до нуля.

Численное моделирование

В данной работе выполнено прямое численное моделирование развития возмущений, генерируемых в ударном слое внешними акустическими волнами или локальным

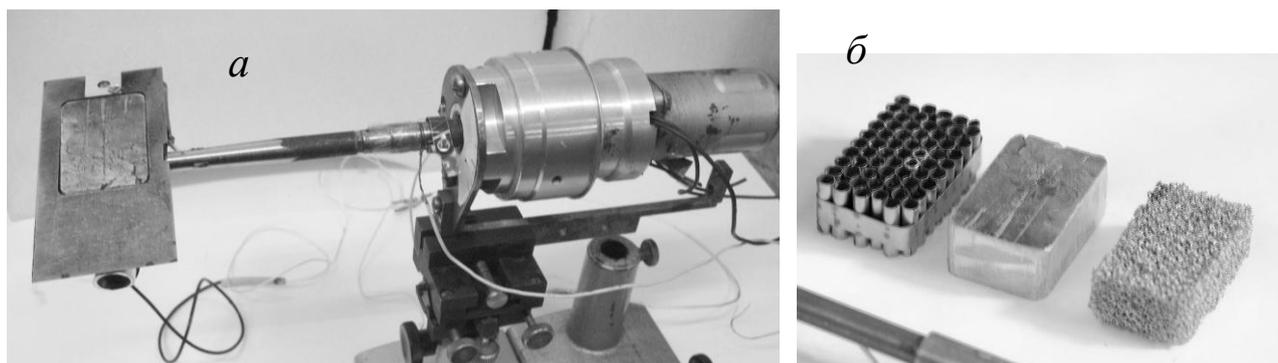


Рис. 1. Модель пластины с поворотным устройством (а) и вставки (б).

источником типа вдув-отсос, на основе решения двумерных уравнений Навье-Стокса с помощью схем сквозного счета высокого порядка точности с использованием программы, созданной в ИТПМ СО РАН Кудрявцевым А.Н. [5]. Численный метод решения подробно описан в работе [6].

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

Сначала производился расчет стационарного течения, при этом на левой и верхней границе задавался равномерный гиперзвуковой поток. На правой границе решение экстраполировалось изнутри расчетной области. Граничные условия на пластине учитывали скольжение и скачок температуры. На остальной части нижней границы задавались условия набегающего потока.

При решении задачи о взаимодействия вязкого ударного слоя с внешними акустическими волнами переменные на левой границе расчетной области задавались в виде суперпозиции 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 (в силу значительной тепловой инерции пластины). На части поверхности пластины было поставлено условие, соответствующие звукопоглощающей вставке, в соответствии с теоретической моделью, разработанной в [7] и [8]. В частности, в качестве упрощенной тестовой модели, а также для реализации условия полного поглощения звука порами, в данном численном моделировании граничные условия для пористого покрытия имеют следующий вид: $V_w^n(x,t) = -\phi \times p'_w(x,t) / (\bar{\rho}_w \sqrt{\bar{T}_w})$, где $V_w^n(x,t)$ – нормальные к поверхности возмущения скорости, $p'_w(x,t)$ – возмущения давления на поверхности, $\bar{\rho}_w$, \bar{T}_w – безразмерная средняя плотность и температура газа у поверхности пластины, ϕ – пористость (отношение объема пор к общему объему пористого слоя). Это соотношение является хорошим приближением для пористой стенки в случае высоких частот возмущений, когда нет необходимости учитывать акустические волны, идущие в обратном направлении. После введения возмущений уравнения Навье-Стокса интегрировались до момента выхода нестационарного решения на установившийся периодический режим.

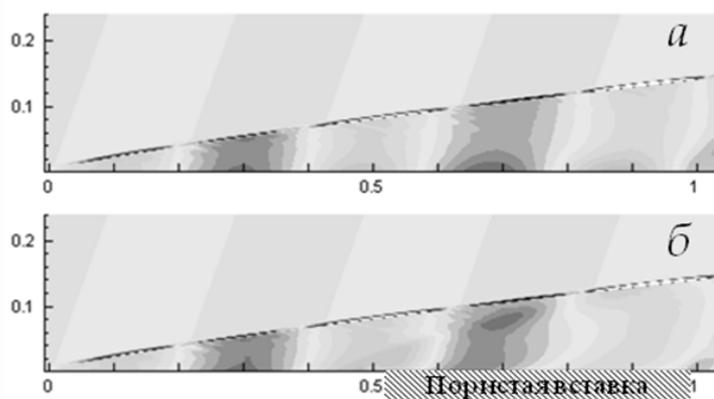


Рис. 2. Поля мгновенных пульсаций давления в ударном слое на пластине под углом атаки 20° : (а) – воздействие внешней акустической волны $A=0.03$, $\theta=20^\circ$; (б) – одновременное воздействие акустической волны и звукопоглощающего покрытия протяженностью $0.5 < x < 1.0$.

Результаты экспериментального и численного моделирования

На рис. 2 приведены расчетные данные по распределению интенсивности пульсаций давления в ударном слое на пластине под углом атаки 20° при отсутствии и наличии звукопоглощающего покрытия для частоты 38,4 кГц. Видно, что звукопоглощение существенно изменяет распределение пульсаций давления в ударном слое, в частности, исчезает максимум пульсаций давления на поверхности пластины. На рис. 3а для того же случая приведено распределение амплитуды пульсаций давления на поверхности пластины по продольной координате при отсутствии и наличии звукопоглощающей вставки. Аналогичные расчеты проведены и для случая воздействия на ударный слой локализованного источника вдув-отсос (рис.3б). Видно, что интенсивность возмущений сразу за пористым покрытием приблизительно в два раза меньше, чем на сплошной пластине, что говорит о крайне высокой эффективности подавления возмущений даже небольшим участком пористого покрытия на поверхности.

На рис. 4 приведены экспериментальные зависимости от частоты нормированной амплитуды пульсаций давления на поверхности пластины под углом атаки 30° в сечении $x = 0.9$, полученные для вставок из блоков полужамкнутых труб и вспененного никеля. На графиках видно, что, начиная с частоты 15 кГц, имеет место существенное подавление пульсаций давления, которое соответствует практически полному поглощению пульсаций давления материалами вставок. Видимые на низких частотах вариации нормированных амплитуд пульсаций давления, вероятно, связаны с резонансами в полужамкнутых трубах. Для сравнения приведены данные прямого численного моделирования, полученные для частоты 38,4 кГц.

Заключение

В работе выполнено расчетно-экспериментальное исследование развития возмущений в гиперзвуковом ударном слое на пластине под углом атаки в диапазоне до 30° при наличии и отсутствии звукопоглощающих покрытий поверхности.

Экспериментально найдены типы звукопоглощающих материалов, обладающих высокими (близкими к 100%) звукопоглощающими свойствами. Этими свойствами обладают пакеты полужамкнутых тонкостенных труб, перпендикулярных поверхности, и материалы из вспененного никеля с пористостью 95%.

В численном и трубном эксперименте показана высокая эффективность подавления возмущений давления на поверхности в гиперзвуковом ударном слое, генерируемых акустическими волнами внешнего потока, с помощью высокопористых звукопоглощающих материалов.

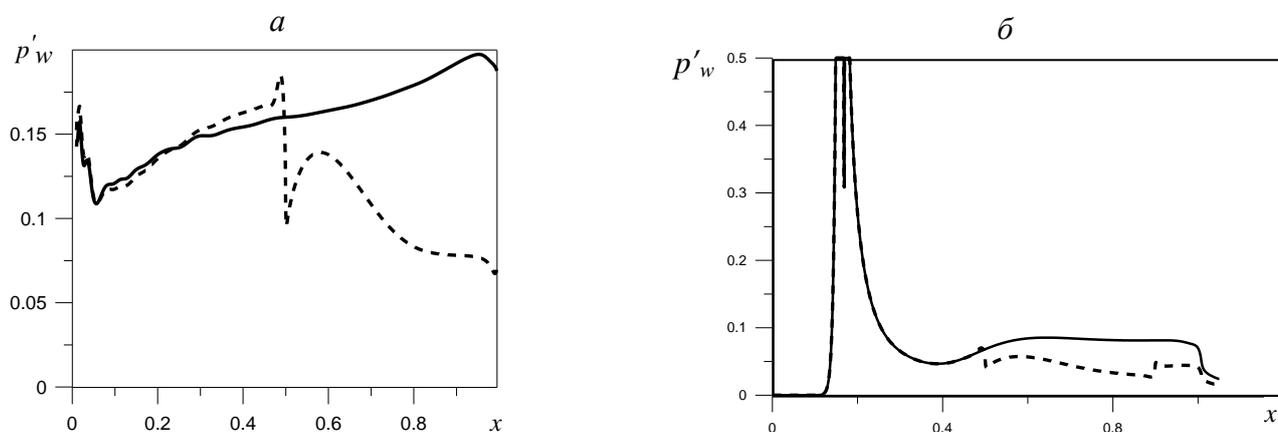


Рис. 3. Распределение амплитуды пульсаций давления на поверхности пластины по продольной координате при отсутствии (сплошная кривая) и наличии звукопоглощающей вставки (пунктирная кривая): (а) – одновременное воздействие акустической волны и звукопоглощающего покрытия протяженностью $0.5 < x < 1.0$; (б) – одновременное воздействие источника вдув-отсос и звукопоглощающего покрытия протяженностью $0.5 < x < 0.9$.

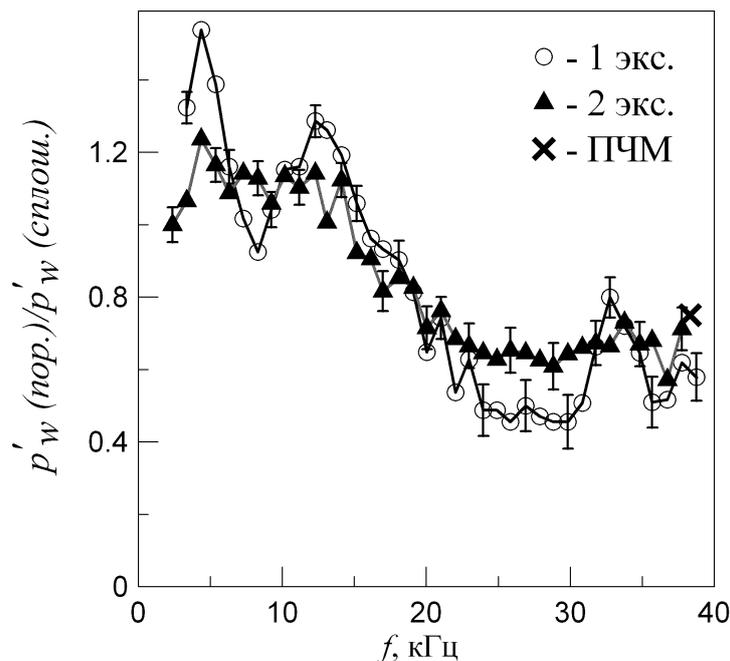


Рис. 4. Зависимость относительной интенсивности пульсаций давления на поверхности пластины под углом атаки 30° от частоты. 1 – вставка из блоков полужамкнутых труб; 2 – вставка из вспененного никеля; \times – данные прямого численного моделирования.

В численном эксперименте также показана высокая эффективность поглощения пульсаций давления, генерируемых локальным источником вдува-отсоса.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ 09-08-00557-а и АВЦП «РНПВШ» 2.1.1/3963.

Список литературы

1. Маслов А.А. Кудрявцев А.Н. Миронов С.Г., Поплавская Т.В. Цырюльников И.С. Управление возмущениями в гиперзвуковом ударном слое на пластине нестационарным воздействием с поверхности. Изв. РАН. МЖГ. № 3. 2008. С. 152-161.
2. Фомин В.М., Маслов А.А., Кудрявцев А.Н., Миронов С.Г., Поплавская Т.В., Цырюльников И.С. Активное управление возмущениями в гиперзвуковом ударном слое. Докл. РАН. Т. 414. № 2. 2007. С. 190-193.
3. Маслов А.А. Миронов С.Г., Поплавская Т.В. Цырюльников И.С. Восприимчивость вязкого ударного слоя на пластине под углом атаки. ПМТФ. Т. 51. № 4. 2010. С.39-47.
4. Fedorov A.V., Shiblyuk A.N., Maslov A.A., Burov E.V., Malmuth N.M. Stabilisation of a hypersonic boundary layer using an ultrasonically absorbitive coating. J. Fluid Mech. V. 479. 2003. P. 99-124.
5. Кудрявцев А. Н., Поплавская Т. В., Хотяновский Д.В. Применение схем высокого порядка точности при моделировании нестационарных сверхзвуковых течений. Мат. Моделирование. Т. 19. № 7. 2007. С.39-55.
6. 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. Т. 47. № 5. 2006. С. 3-15.
7. Гапонов С.А. Влияние сжимаемости газа на устойчивость пограничного слоя над проницаемой поверхностью при дозвуковых скоростях. ПМТФ. № 1. 1975. С. 121-125.
8. Fedorov A.V., Malmuth N.D., Rasheed A. Stabilization of hypersonic boundary layers by porous coatings. AIAA J. V.39. № 4. 2001. P.605-610.