

03

## **Корреляционные исследования пульсаций при взаимодействии ударной волны с турбулентным пограничным слоем**

© П.А. Поливанов, А.А. Сидоренко, А.А. Маслов

Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича  
СО РАН, Новосибирск  
E-mail: polivanov@itam.nsc.ru

Поступило в Редакцию 27 июля 2009 г.

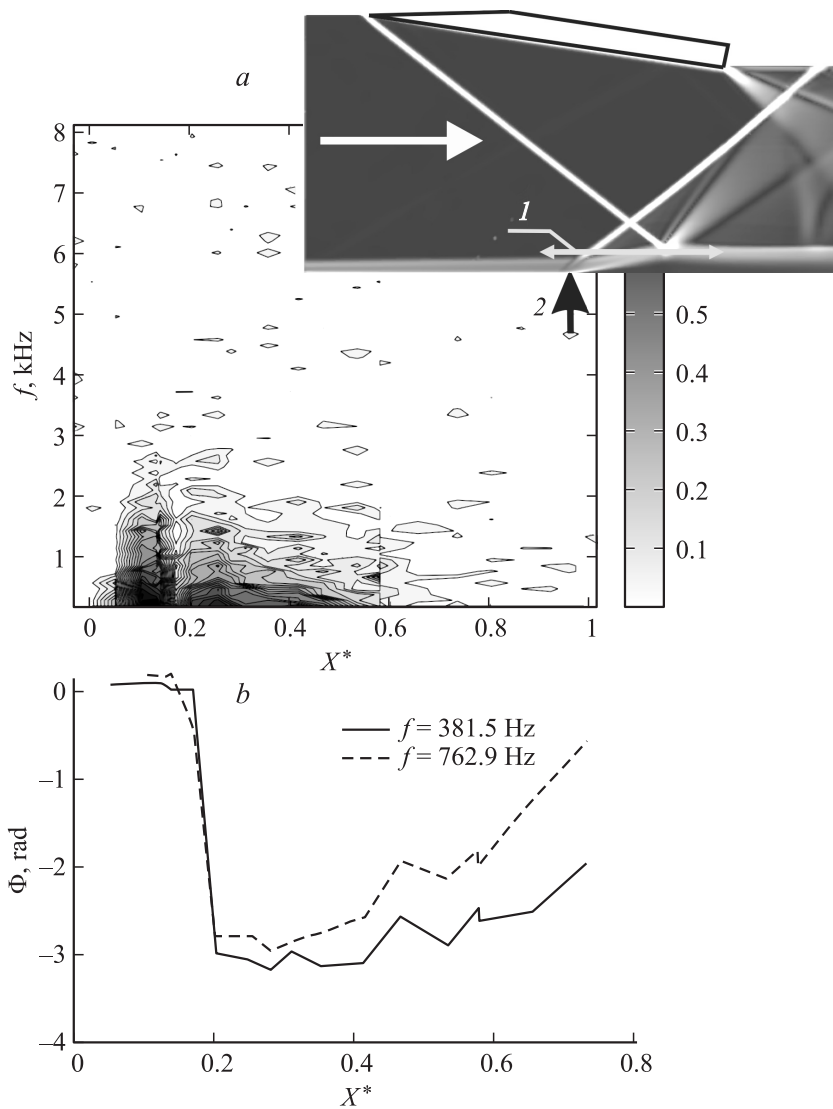
Взаимодействие ударной волны с турбулентным пограничным слоем является критически важной проблемой, часто встречающейся при проектировании летательных аппаратов. На настоящий момент наиболее актуальной задачей является изучение нестационарных явлений (особенно низкочастотных) при данном взаимодействии. Выполнены экспериментальные исследования отрывного течения в зоне взаимодействия падающей косою ударной волны с турбулентным пограничным слоем при числе Маха 2. Получены корреляционные данные о взаимосвязи пульсаций в отрывной зоне и в набегающем потоке. Показано, что низкочастотные колебания отраженной ударной волны связаны с пульсациями в набегающем пограничном слое.

Взаимодействие ударной волны с турбулентным пограничным слоем является важной теоретической и прикладной проблемой, актуальной для транс- и сверхзвуковых летательных аппаратов. В случае достаточно сильного взаимодействия возникают местные области отрыва потока, существенно перестраивающие картину течения и изменяющие динамические и тепловые нагрузки. Изучению свойств турбулентного отрыва в сверхзвуковых течениях посвящено большое число экспериментальных и расчетных работ (см. обзор [11]). Неисследованной областью остаются нестационарные явления, возникающие при взаимодействии ударной волны с пограничным слоем. Отраженная ударная волна, вызванная отрывом, колеблется со значительной амплитудой, и это движение является трехмерным и низкочастотным по сравнению со всеми характерными частотами потока. На настоящий момент существуют

две конкурирующие гипотезы, объясняющие природу низкочастотных колебаний отраженной ударной волны. Первая гипотеза связывает осцилляции ударной волны с пульсациями в набегающем турбулентном пограничном слое. Так, например, в работе [2] показана взаимосвязь пульсаций давления в зоне колебаний ударной волны с пульсациями в набегающем пограничном слое. Низкая частота колебаний ударной волны объясняется тем, что они вызываются крупномасштабными структурами (порядка  $30\delta$  и более, где  $\delta$  — толщина пограничного слоя) [3,4]. Слабыми местами данной теории являются низкий уровень корреляций между пульсациями в набегающем пограничном слое и колебаниями ударной волны, а также зависимость частоты колебаний ударной волны от размеров отрыва при фиксированных параметрах набегающего пограничного слоя.

Вторая гипотеза объясняет низкочастотные колебания механизмом обратной связи через „слой смещения“, создаваемый отрывным пузырем, и область обратного течения в отрыве [5]. Данная гипотеза хорошо объясняет зависимость частоты от размеров отрывного пузыря. Но обнаруженный уровень пульсаций, распространяющихся вверх по потоку, является небольшим. Кроме того, эта теория предполагает наличие резонансной частоты, что с большой вероятностью должно сопровождаться гармоничностью колебаний ударной волны. В действительности колебания отраженной ударной волны являются хаотическими. Вполне возможно, что реальная природа низкочастотных колебаний отраженной ударной волны может быть объяснена комбинацией описанных выше явлений.

Для выяснения причин низкочастотных колебаний ударной волны было решено выполнить двухточечные корреляционные измерения. Эксперименты проводились в аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН при числе Маха набегающего потока  $M_\infty = 2$ , давлении торможения  $P_0 = 0.79 \cdot 10^5 \text{ Pa} \pm 3\%$ , скорости в свободном потоке  $511 \text{ m/s}$  и единичном числе Рейнольдса  $Re_1 = 10.5 \cdot 10^6 \text{ m}^{-1}$ . Рабочая часть аэродинамической трубы имеет квадратное сечение  $200 \times 200 \text{ mm}$ . Экспериментальная модель представляет собой плоскую пластину, на которой развивается турбулентный пограничный слой. Ударная волна генерируется клином с углом разворота потока  $8^\circ$ , расположенным над моделью (рис. 1). Толщина пограничного слоя перед зоной взаимодействия составляет  $\delta_0 \approx 4.3 \text{ mm}$ . Проводились термоанемометрические корреляционные измерения между поверхностным микротрубчатый



**Рис. 1.** Продольное распределение спектров когерентности (а) и фазового сдвига (b) сигналов трубчатого и проволочного датчиков (1 — траектория проволочного датчика, 2 — положение поверхностного датчика).

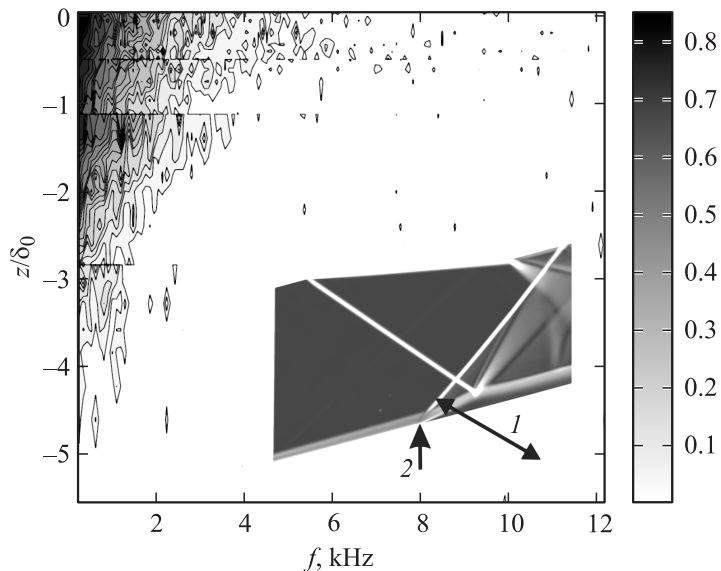
датчиком [6] и проволочным датчиком, сканирующим поток. Использование в качестве поверхностного датчика полый микротрубочки (длина 0.5 mm, диаметр 10  $\mu\text{m}$ , толщина стенки 0.1  $\mu\text{m}$ ) позволило расширить частотный диапазон измерений по сравнению с традиционными тонкопленочными датчиками.

В работе нормальная координата определяется как  $y^* = y/\delta_0$ . Продольная координата определяется как  $X^* = (X_0 - X)/L$ .  $X_0$  — расстояние от передней кромки пластины до среднего (по времени) положения пересечения отраженной ударной волны с моделью ( $X_0 = 262.0$  mm).  $L$  является длиной зоны взаимодействия, равной расстоянию от  $X_0$  до точки присоединения потока ( $L = 41$  mm).

В исследованиях [7] были выявлены вихревые крупномасштабные структуры, формирующиеся около стенки вблизи ножки отраженной ударной волны. Эти структуры развиваются вниз по течению внутри сдвигового слоя, мешая быстрому восстановлению турбулентного пограничного слоя до равновесного состояния. Частота схода данных вихрей совпадает с частотой колебаний отраженной ударной волны. Характерная частота колебаний отраженной ударной волны в данном исследовании была равна  $f_{sw} = 380$  Hz (число Струхала  $Sh = f_{sw}L/U_\infty = 0.031$ ).

На рис. 1 представлены данные корреляционных измерений, полученные поверхностным датчиком, расположенным в зоне отраженной ударной волны ( $X^* = 0$ ), и датчиком термоанемометра, передвигающимся вдоль продольной координаты при фиксированном удалении от стенки ( $y/\delta_0 \approx 0.77$ ). Хорошо видно наличие двух зон с высокими уровнями когерентности на низких частотах, соответствующих низкочастотным колебаниям отраженной ударной волны. Первый пик ( $X^* \approx 0.1$ ) является очевидным и связан с прохождением датчиком термоанемометра окрестности отраженной ударной волны, вторая растянутая область ( $X^* = 0.2-0.6$ ) связана с прохождением зоны распространения крупномасштабных вихревых структур. Эти данные подтверждают взаимосвязь пульсации отраженной ударной волны с пульсациями в сдвиговом слое.

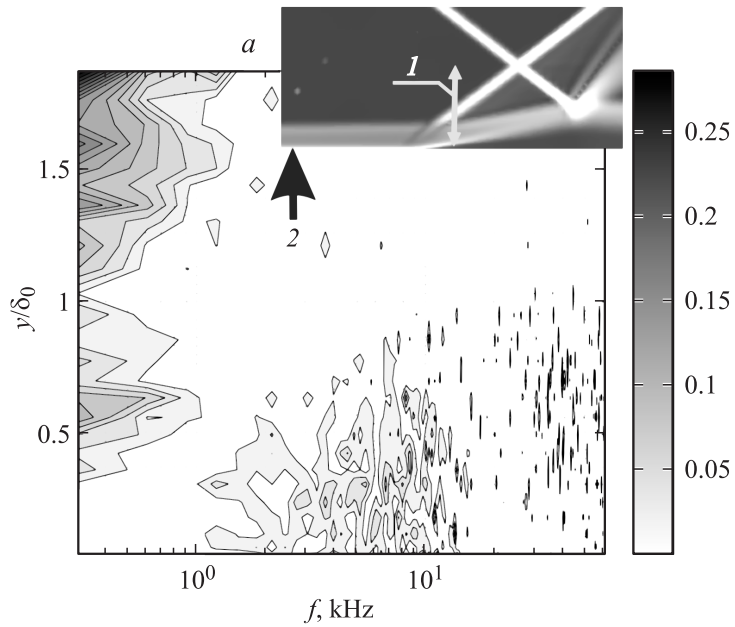
Необходимо отметить, что анализ осциллограмм пульсаций выявил негармонический характер колебаний ударной волны и пульсаций в сдвиговом слое. Продольное распределение разности фаз (рис. 1, *b*) показывает, что сигналы датчиков в зоне колебаний ударной волны и в области крупномасштабных вихревых структур находятся в противофазе. Термоанемометрические датчики, используемые в данных



**Рис. 2.** Трансверсальное распределение спектров когерентности сигналов трубчатого и проволочного датчиков (*1* — траектория проволочного датчика, *2* — положение поверхностного датчика).

экспериментах, фиксировали массовый расход. Таким образом, можно сделать вывод, что крупномасштабные вихревые структуры образуются в момент движения отраженной ударной волны против потока. Распределение фазового сдвига в районе распространения вихревых структур говорит о том, что низкочастотные пульсации, связанные с колебаниями отраженной ударной волны, сносятся вниз по потоку.

В работе [4] было показано, что отраженная ударная волна не колеблется как единое целое в трансверсальном направлении. Для выявления характерного масштаба колебаний отраженной ударной волны были произведены корреляционные измерения. В этих экспериментах поверхностный датчик находился в зоне колебаний отраженной ударной волны, а датчик термоанемометра перемещался в трансверсальном направлении в слое максимальных пульсаций отраженной ударной волны при фиксированном расстоянии от стенки ( $y/\delta_0 \approx 1.27$ ). На рис. 2 видно, что масштаб пульсаций в трансверсальном направлении уменьшается



**Рис. 3.** *a* — нормальное распределение спектров когерентности сигналов трубчатого и проволочного датчиков, *b* — нормальное распределение интегральных пульсаций массового расхода в зоне взаимодействия (*I* — траектория проволочного датчика, *2* — положение поверхностного датчика).

с ростом частоты и для низких частот составит величину порядка  $z/\delta_0 = \pm 4$ . При низких частотах колебаний возмущения, создаваемые ударной волной в отрывной области, могут передаваться на гораздо более значительные расстояния по дозвуковой зоне в трансверсальном направлении.

На рис. 3 представлены данные измерений, при которых поверхностный датчик располагался в набегающем пограничном слое ( $X^* = 0.15$ ), а датчик термоанемометра сканировал вертикальный профиль в начале области взаимодействия ( $X^* = 0.14$ ). На рис. 3, *b* показано распределение среднеквадратичных пульсаций массового расхода, нормированных на местный массовый расход для частотного диапазона 5–10 000 Hz. Ограничение частотного диапазона позволяет выделить из фона вы-

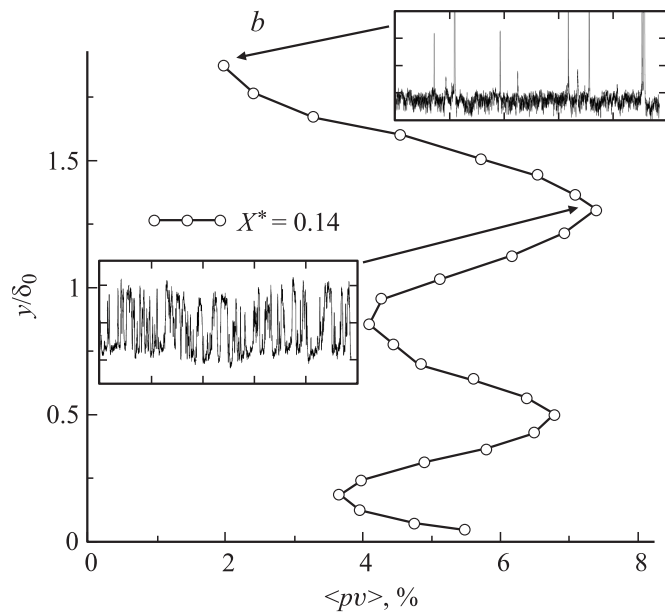


Рис. 3 (продолжение).

сокочастотных пульсаций в пограничном слое пик, соответствующий крупномасштабным вихрям, генерируемым низкочастотным движением ударной волны ( $y/\delta_0 \approx 0.5$ ), и пристенный пик ( $y/\delta_0 < 0.1$ ), ответственный за собственные пульсации отрывного пузыря. Пик пульсаций с координатой  $y/\delta_0 \approx 1.3$  обусловлен колебаниями ударной волны. Из рис. 3, *a* видно, что большая часть высокочастотных пульсаций пограничного слоя (до 30 kHz) проходит через ударную волну, не влияя на нее. В зоне колебаний ударной волны ( $y/\delta_0 \approx 1.3$ ) и вихревого слоя ( $y/\delta_0 \approx 0.5$ ) наблюдается значительный уровень когерентности только в низкочастотной области ( $< 1$  kHz). Одной из причин взаимосвязи пульсаций в набегающем пограничном слое с пульсациями ударной волны могло быть распространение акустики из-за пульсаций ударной волны по дозвуковой части пограничного слоя вверх по потоку. Но анализ сдвига фаз показал, что данные возмущения сносятся вниз по потоку. Что означает, что причиной колебаний ударной волны служат возмущения в набегающем турбулентном пограничном слое.

Анализ автокорреляционной функции, полученной в набегающем пограничном слое, показал наличие крупномасштабных структур с размером порядка  $25\delta_0$ . Из рис. 3 видно, что максимум когерентности находится не в зоне максимальных пульсаций ( $y/\delta_0 \approx 1.3$ ), а на границе колебаний ударной волны ( $y/\delta_0 \approx 1.7$ ), где в осциллограмме присутствуют резкие выбросы. Продолжительность этих выбросов близка по значению с временным масштабом крупномасштабных структур в пограничном слое. Это говорит о том, что ударная волна отслеживает именно подобные структуры в пограничном слое. Но необходимо отметить, что частота крупномасштабных структур в пограничном слое все равно на порядок выше частоты колебаний ударной волны ( $f \approx 0.7U_\infty / (25\delta_0) \approx 3.3 \text{ kHz}$ ).

На основании имеющихся данных можно сделать вывод, что колебания отраженной ударной волны обусловлены пульсациями в набегающем пограничном слое. При этом ударная волна способна воспринимать лишь некоторые отдельные возмущения набегающего пограничного слоя из-за своей инертности (низкой скорости перемещения, обусловленной относительно малым изменением давления за ударной волной).

Работа была поддержана грантом UFAST FP6 и грантом РФФИ 09-01-00524-а.

## Список литературы

- [1] *Dolling D.D.* 50 Years of Shock Wave/Boundary Layer Interaction — What next? AIAA Pap. 2000–2596.
- [2] *Erengil M.E., Dolling D.S.* // AIAA Journal. 1991. V. 29. N 11. P. 1868–1877.
- [3] *Beresh S.J., Clemens N.T., Dolling D.S.* // AIAA Journal. 2002. V. 40. N 12. P. 2412–2422.
- [4] *Ganapathisuvrani B., Clemens N.T., Dolling D.S.* // J. Fluid Mech. 2007. V. 585. P. 369–394.
- [5] *Priebe S., Wu M., Martin M.P.* // AIAA Journal. 2009. V. 47. N 5. P. 1173–1185.
- [6] *Shplyuk A.N., Aniskin V.M., Maslov A.A., Prinz V.Ya., Seleznev V.A.* Nano-Fabricated Hot-Tubes for Flow Measurements. AIAA Pap. 2005–1212.
- [7] *Polivanov P., Sidorenko A., Maslov A.* Experimental Study of Unsteady Effects in Shock Wave / Turbulent Boundary Layer Interaction. AIAA Pap. 2009–409.