

УДК 532.526.4:534.83

© 2003 г. В. И. ЛЫСЕНКО

О ВЗАИМОДЕЙСТВИИ СВЕРХЗВУКОВОГО ТУРБУЛЕНТНОГО СЛЕДА С АКУСТИЧЕСКИМИ ВОЗМУЩЕНИЯМИ

Экспериментально исследовано воздействие внешнего акустического поля на возмущения в сверхзвуковом турбулентном следе.

Ключевые слова: след, сверхзвуковой поток, акустические волны.

Внимание к изучению явлений, связанных с взаимодействием внешних акустических возмущений со сверхзвуковыми сдвиговыми течениями, усилилось в связи с развитием сверхзвуковой авиации и ракетной техники. В процессе исследований было обнаружено, что такое взаимодействие может быть существенным. В основном исследования по воздействию акустических возмущений проведены в двух классах течений – в сверхзвуковых ламинарных пограничных слоях ([1–12]) и в сверхзвуковых турбулентных струях ([13–15] и др.).

В [1–5] рассчитано взаимодействие внешних звуковых возмущений со сверхзвуковым ламинарным пограничным слоем. Найдено, что внешняя звуковая волна порождает внутри сверхзвукового пограничного слоя неустойчивые колебания. Вблизи нижней ветви кривой нейтральной устойчивости возбуждается волна Толлмина–Шлихтинга, превышающая по интенсивности внешнюю звуковую волну в несколько раз. В указанных исследованиях отмечается наличие максимума возмущений массового расхода в пограничном слое, величина которого обратно пропорциональна частоте возмущения. С ростом продольной координаты величина этого максимума сначала увеличивается, а затем уменьшается. Возмущения внутри пограничного слоя могут во много раз превышать свои значения во внешней части. В [5] получено, что несмотря на сильное различие параметров возникающей в пограничном слое звуковой волны и собственных колебаний (волн Толлмина–Шлихтинга), распределения их амплитуд поперек пограничного слоя аналогичны (максимум звуковой волны расположен лишь немногим ближе к поверхности, чем максимум собственных колебаний). Из [6] следует, что на нелинейной стадии развития внешняя волна может рассматриваться в качестве волны накачки, в поле которой собственные моды пограничного слоя испытывают параметрическое усиление. В [7] показано, что максимальное усиление внешних акустических возмущений в пограничном слое имеет место для продольной трехмерной акустики, причем уровни акустики и индуцированных возмущений внутри пограничного слоя растут с ростом числа Маха. Экспериментальные данные [8–12] подтвердили основные выводы расчетов [1–7].

При исследовании воздействия внешних акустических волн на сверхзвуковую турбулентную струю были получены более различающиеся между собой результаты. В [13] найдено, что поперечные колебания сверхзвуковой струи происходят с частотой внешнего воздействия, а в спектре шума наблюдается только составляющая с частотой внешнего излучения. В соответствии с [14], взаимодействие звука от внешнего источника со сверхзвуковой струей сопровождается излучением струей интенсивного звука, распространяющегося на частоте внешнего воздействия. В то же время в эксперименте не удалось обнаружить заметного воздействия акустики на уже образовавши-

еся возмущения. В [15] при продольном низкочастотном возбуждении акустическим полем свехзвуковой струи получено следующее: 1) так же, как и в дозвуковых струях, наблюдается широкополосное усиление шума, 2) в спектрах шума струи частота воздействующего возбуждения не проявляется.

Особенностью воздействия акустических возмущений на след в сравнении с возбуждением пограничного слоя является более интенсивная восприимчивость следа вследствие большей непараллельности течения и более “неустойчивых” профилей скорости. Причем при свехзвуковых скоростях разница между восприимчивостью следа и пограничного слоя уменьшается по сравнению со случаем дозвуковых скоростей. Отличие между воздействием акустических возмущений на след и струю существенно меньше, чем между влиянием на след и пограничный слой.

Несмотря на сравнительно большое число исследований в свехзвуковых ламинарных пограничных слоях и свехзвуковых турбулентных струях, в то же время воздействие внешнего акустического поля на возмущения в свехзвуковом турбулентном следе ранее не изучалось. Поэтому это и явилось целью настоящего исследования.

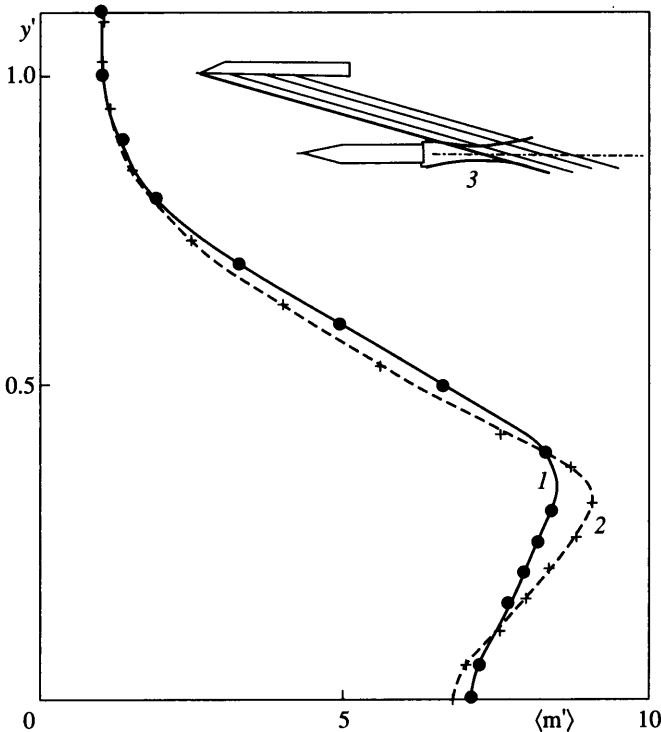
1. Постановка экспериментов. Данные эксперименты проведены в аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН [16] при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 4.0$, единичном числе Рейнольдса $Re_{1\infty} = 9 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ и температуре торможения потока около 290 К.

Для измерения характеристик устойчивости применялись термоанемометр постоянного тока ППТ-4 с датчиком с вольфрамовой нитью диаметром 6 мкм и длиной 1.2 мм, усилитель селективный У2-8, вольтметр В7-27А/1 и анализатор спектра фирмы “Briel & Kjaer” (тип 2010).

В качестве основной модели использовалась теплоизолированная стальная симметричная плоская пластина длиной 88 мм, толщиной 10 мм и шириной 200 мм, имеющая носик в виде клина с полууглом скоса 14° и притуплением передней кромки 0.1 мм. Корма пластины – тупая, скошена под прямым углом. Пластина жестко крепилась к боковым стенкам рабочей части трубы и выставлялась под нулевым углом атаки. Продольная координата x отсчитывалась от кормы пластины, а нормальная координата y – от оси следа. Положение перехода в следе соответствовало $x_t = 59 \text{ мм}$ и $Re_t = (u_e - u_0)x_t/\nu_0 = 0.3 \cdot 10^5$ (здесь индексы “o” и “e” относятся к плоскости симметрии следа и его границе).

Источником внешних акустических возмущений служил турбулентный пограничный слой на вспомогательной пористой пластине, располагавшейся в 70 мм выше от основной модели (см. схему на фиг. 1) и впереди ее так, чтобы наиболее интенсивные акустические волны падали на след за основной моделью в области измерений. Вспомогательная модель (любезно предоставленная автору Н.В. Семеновым) представляла собой плоскую пластину длиной 450 мм, шириной 200 мм и толщиной 10 мм с притуплением передней кромки 0.1 мм и ее углом скоса 14.5° . Пластина выставлялась под нулевым углом атаки. В корпусе пластины была выфрезерована сквозная камера, в которой устанавливалась решетка с квадратными ячейками шириной 5 мм. Решетка сделана из стальных пластинок толщиной 1 мм и высотой 10 мм, равной толщине модели. Снизу камера закрывалась крышкой с резиновым уплотнением. На решетку наклеивалась стальная пористая поверхность толщиной 0.16 мм с диаметром отверстий 0.03 мм и коэффициентом пористости (отношения площади отверстий ко всей площади проницаемой поверхности) 0.25. Затем пластина полировалась, чтобы сделать незаметным стык.

Проницаемость поверхности (из-за зарождавшихся в камере вихрей) привела к раннему наступлению перехода на вспомогательной модели – он начинался уже на расстоянии 20 мм от передней кромки модели. И турбулентный пограничный слой на вспомогательной пластине излучал акустические волны, падающие на турбулентный след за основной моделью. При этом важно подчеркнуть, что датчик термоанемомет-



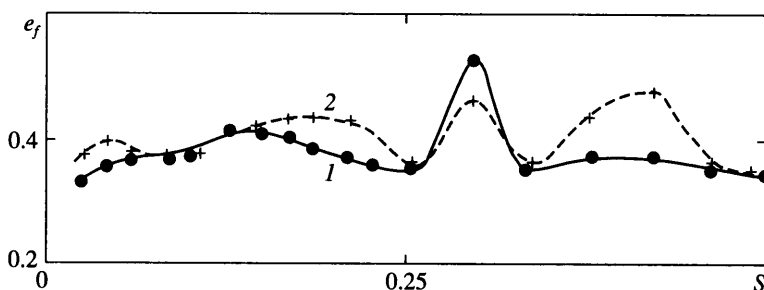
Фиг. 1. Безразмерные профили среднеквадратичных пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle$ в турбулентном следе при отсутствии (1) и наличии (2) внешнего акустического поля от вспомогательной модели; 3 – след

ра реагирует на пульсации массового расхода, вызванные как собственными волнами неустойчивости в следе, так и вынужденными акустическими колебаниями.

Представленные исследования проведены в турбулентном следе за основной моделью в сечении $x = 140$ мм как при отсутствии вспомогательной пластины и соответственно излучаемых турбулентным пограничным слоем на ней акустических волн, так и при наличии этой пластины и внешнего акустического поля от нее.

2. Результаты. Безразмерные профили среднеквадратичных пульсаций массового расхода $\langle m' \rangle = \langle m \rangle / \langle m \rangle_\infty$ в турбулентном следе за основной моделью при $x = 140$ мм как при отсутствии (кривая 1), так и при наличии (2) воздействия на след внешнего акустического поля от вспомогательной пластины приведены на фиг. 1, где $y' = y / (0.5b)$, b – толщина следа. Отмечается рост максимальных пульсаций в турбулентном следе при воздействии на него внешних акустических волн.

Спектры пульсаций, измеренные в следе в слое с максимальными возмущениями как при отсутствии (кривая 1), так и при наличии (2) внешнего акустического поля от вспомогательной пластины, даны на фиг. 2, где e_f – пульсации напряжения на нити датчика термоанемометра на частоте f , обезразмеренные на величину 1 мВ. Измерения проведены в диапазоне частот 3–60 кГц. S – число Струхала, рассчитанное по частоте возмущений, толщине следа в области горла (определенной по профилю средней скорости) и скорости невозмущенного течения ($S = f b_0 / u_\infty$). Число $S = 0.3$ соответствует собственному основному тону в спектре пульсаций в следе. Из полученных



Фиг. 2. Спектры пульсаций e_f в турбулентном следе при отсутствии (1) и наличии (2) внешнего акустического поля от вспомогательной модели

данных следует, что пульсации в турбулентном следе при воздействии на него внешних акустических возмущений усиливаются в дискретных областях частот.

Заключение. Проведенные эксперименты показали, что с помощью внешних акустических волн можно усиливать возмущения в сверхзвуковом турбулентном следе.

Автор благодарен А.Д. Косинову и Н.В. Семенову за помощь при проведении экспериментов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Mack L.M. Linear stability theory and the problem of supersonic boundary layer transition // AIAA Journal. 1975. V. 13. № 3. P. 278–289.
2. Гапонов С.А. Взаимодействие сверхзвукового пограничного слоя с акустическими возмущениями // Изв. АН СССР. МЖГ. 1977. № 6. С. 51–56.
3. Гапонов С.А. Возбуждение волн Толмина–Шлихтинга в сверхзвуковом пограничном слое звуком // Изв. АН СССР. МЖГ. 1983. № 3. С. 59–66.
4. Федоров А.В., Хохлов А.П. Возбуждение неустойчивых мод в сверхзвуковом пограничном слое акустическими волнами // Изв. АН СССР. МЖГ. 1991. № 4. С. 67–74.
5. Гапонов С.А. О взаимодействии сверхзвукового пограничного слоя с акустическими возмущениями // Теплофиз. и аэромех. 1995. Т. 2. № 3. С. 209–217.
6. Гапонов С.А., Масленникова И.И., Тюшин В.Ю. Нелинейное воздействие внешней низкочастотной акустики на собственные возмущения сверхзвукового пограничного слоя // ПМТФ. 1999. Т. 40. № 5, С. 99–105.
7. Гапонов С.А., Петров Г.В., Смородский Б.В. Линейное и нелинейное взаимодействие акустических волн со сверхзвуковым пограничным слоем // Аэромех. и газов. динам. 2002. № 3. С. 21–30.
8. Маслов А.А., Семенов Н.В. Возбуждение собственных колебаний пограничного слоя внешним акустическим полем // Изв. АН СССР. МЖГ. 1986. № 3. С. 74–78.
9. Маслов А.А., Семенов Н.В. Структура искусственных возмущений, вызванных внешним акустическим полем в сверхзвуковом пограничном слое // Изв. АН СССР. МЖГ. 1989. № 3. С. 82–86.
10. Косинов А.Д., Маслов А.А., Семенов Н.В. К экспериментальному исследованию восприимчивости сверхзвукового пограничного слоя // Докл. РАН. 1996. Т. 350. № 3. С. 335–337.
11. Семенов Н.В., Косинов А.Д., Маслов А.А. Экспериментальное исследование восприимчивости сверхзвукового пограничного слоя на пластине. Зона восприимчивости // Аэромех. и газов. динам. 2001. № 1. С. 16–26.
12. Семенов Н.В., Косинов А.Д., Маслов А.А. Экспериментальное исследование восприимчивости сверхзвукового пограничного слоя на пластине. Ч. 2. Коэффициенты преобразования // Аэромех. и газов. динам. 2002. № 1. С. 13–23.

13. *Еремин Г.И., Кондратьев В.И.* Акустическое воздействие на течение и спектр шума сверхзвуковых струй // *Аэроакустика*. М.: Наука, 1980. С. 119–123.
14. *Пимштейн В.Г.* О действии звука на сверхзвуковую струю // *Изв. АН СССР. МЖГ*. 1989. № 6. С. 170–174.
15. *Jubelin V.* New experimental studies on jet noise amplification // *AIAA Paper*. 1980. № 961. 7 p.
16. *Багаев Г.И., Лебига В.А., Приданов В.Г., Черных В.В.* Сверхзвуковая аэродинамическая труба Т-325 с пониженной степенью турбулентности // *Аэрофизические исследования*. Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1972. С. 11–13.

Новосибирск
E-mail:vl@itam.nsc.ru

Поступила в редакцию
15.XII.2002