

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПОРОЖДЕНИЯ НЕУСТОЙЧИВЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ НА ПЕРЕДНЕЙ КРОМКЕ ПЛАСТИНЫ ПРИ $M = 2$

УДК 532.526

А. Д. Косинов, А. А. Маслов, Н. В. Семенов

Институт теоретической и прикладной механики СО РАН, 630090 Новосибирск

В настоящее время общепринято, что процесс ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое связан с неустойчивостью (усилением возмущений, вызывающих переход) и восприимчивостью. Обычно под восприимчивостью понимают механизм, посредством которого различные внешние возмущения возбуждают неустойчивые колебания пограничного слоя, приводящие к переходу [1].

Большинство теоретических и экспериментальных исследований по восприимчивости проведено для дозвуковых течений [2–4]. В этих работах получено, что преобразование внешних возмущений в собственные волны пограничного слоя происходит на передней кромке модели и на неоднородностях течения, вызванных шероховатостями, локальными отрывами и т. д. [2–7].

Первая попытка теоретического изучения взаимодействия звуковых волн и сверхзвукового пограничного слоя на основе теории устойчивости предпринята в [8]. Было получено, что под воздействием звука в пограничном слое возникают колебания, в несколько раз превышающие по амплитуде акустические волны. Подобные исследования проведены и в [9]. В последнее время появились теоретические работы по изучению роли передней кромки в восприимчивости сверхзвукового пограничного слоя к внешним звуковым волнам [10–12]. В [11] анализируется возбуждение первой и второй моды пограничного слоя в окрестности острой передней кромки пластины продольными звуковыми волнами. Это возбуждение обусловлено дифракцией звука, вызванной вытесняющим действием пограничного слоя. Результаты [11] обобщены в [12] на случай произвольного угла падения внешней волны; выделены два механизма возбуждения: первый связан с дифракцией звука, второй — с возникновением источников звукового поля при рассеивании волны на передней кромке. Получено, что порождение неустойчивых волн в пограничном слое зависит от угла наклона акустической волны и от того, сверху или снизу находится источник звука. В [13] исследовано возбуждение колебаний пограничного слоя продольным звуковым полем и получена сильная зависимость интенсивности возмущений внутри слоя от пространственной ориентации внешней звуковой волны. Отметим, что выводы [12, 13] нуждаются в экспериментальной проверке.

В первых экспериментах по ламинарно-турбулентному переходу изучалось влияние внешних факторов (уровень турбулентности набегающего потока, вибрация модели, акустический фон) на переход. Достаточно полное описание этих экспериментов приведено в [14]. Но для понимания процесса перехода необходимо прежде всего изучить возникновение и развитие неустойчивых волн, приводящих к переходу. Такой подход при числе Маха $M = 1,6 \div 8,5$ был использован в работе [15], где исследовалось развитие естественных возмущений в пограничном слое, а также измерялся коэффициент корреляции между пульсациями в набегающем потоке и в пограничном слое. Была обнаружена большая интенсивность возмущений в пограничном слое в области, близкой к передней кромке, вызванная влиянием внешнего звукового поля. Сильное воздействие аэродинамического шума на пограничный слой приводило также к монотонному росту возмущений сразу от передней кромки модели при $M > 3$. Корреляционные измерения показали, что коэффициенты

корреляции растут с увеличением M . Сравнение экспериментальных результатов [15] с расчетными по объединенной теории Мэка [16] дало хорошее соответствие для $M = 4,5$, а при $M = 2,2$ измеренные степени нарастания возмущений отличались от расчетных почти в 2 раза. Поскольку эксперименты [15] выполнялись для естественных возмущений, полученные степени нарастания возмущений только в среднем отражали усиление волн в пограничном слое. Для корректного сравнения теоретических и экспериментальных результатов необходимо получение информации об углах наклона волн, что для случая естественных возмущений сильно затруднено.

Применение в эксперименте контролируемых возмущений решает задачу корректного сравнения при исследовании проблемы возникновения турбулентности [17, 18]. Создание источника контролируемых возмущений при сверхзвуковых скоростях [19] позволило также провести экспериментальное изучение по восприимчивости [20–22]. В [21] установлено, что наиболее интенсивное порождение собственных колебаний сверхзвукового пограничного слоя звуком происходит в областях: передней кромки модели, нижней ветви кривой нейтральной устойчивости и «звуковой» ветви нейтральной устойчивости. В [22] исследовалась структура возмущений пограничного слоя, порожденных звуком при попадании максимума излучения на переднюю кромку пластины, и сравнивалась со структурой возмущений, порожденных точечным источником в пограничном слое. Результаты [20–22] показали сложную картину преобразования акустических волн в неустойчивые возмущения сверхзвукового пограничного слоя.

В данной работе представлены эксперименты по изучению порождения неустойчивых возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на передней кромке пластины внешними контролируруемыми возмущениями. Определены волновые спектры начальных возмущений и порожденных ими колебаний пограничного слоя.

Эксперименты были выполнены в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН с размерами рабочей части $200 \times 200 \times 600$ мм при числе Маха $M = 2$ и единичном числе Рейнольдса $Re_1 = 6,6 \cdot 10^6$ 1/м. Схема эксперимента приведена на рис. 1 (1 и 2 — пластины, 3 — генератор периодических возмущений, 4 — контролируемые возмущения, 5 — пограничный слой, 6 — датчик термоанемометра). Пластина 1 с генератором периодических возмущений устанавливалась на штанге координатника и могла перемещаться в нормальном направлении. Возмущения, достаточно интенсивные, чтобы излучать акустические волны в свободный поток [23], генерировались с помощью высокочастотного электрического разряда на частоте $f = 20$ кГц (безразмерный частотный параметр $F = 2\pi f / (Re_1 U) = 0,38 \cdot 10^{-4}$, где U — скорость набегающего потока). Конструкция источника возмущений и схема измерений были такими же, как в [24].

Источник контролируемых возмущений может быть расположен как над моделью, так и под моделью. В экспериментах [21] пластина с разрядом находилась над моделью. В этом случае, хотя максимум излучения попадал на переднюю кромку пластины, порождение возмущений в пограничном слое от внешнего звукового поля происходило и в других областях, что сильно затрудняло обработку данных. Поэтому была выбрана схема эксперимента, когда источник звуковых волн находится снизу (рис. 1); тогда порождение возмущений в пограничном слое происходит только в окрестности передней кромки пластины. Для измерения возмущений использовались термоанемометр постоянного сопротивления и одноточечный датчик с вольфрамовой нитью диаметром 5 мкм и длиной 1,2 мм. Датчик перемещался по координатам x, z с шагом 0,1 мм, по координате y — с шагом 0,01 мм. Пульсационный сигнал с термоанемометра записывался в ЭВМ с помощью АЦП. Синхронное суммирование сигнала по 200 точкам в реализации выполнялось непосредственно в эксперименте для улучшения отношения сигнал/шум. Измерения в пограничном слое проводились при $y/\delta = \text{const}$, где пульсации достигают максимума (δ — толщина пограничного слоя).

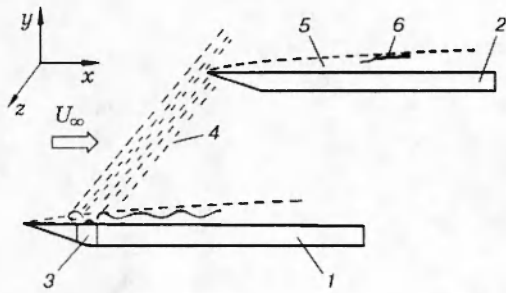


Рис. 1

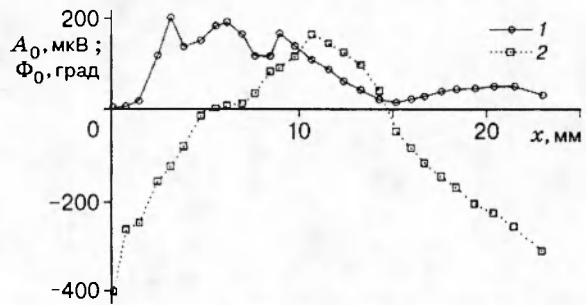


Рис. 2

Чтобы найти коэффициенты порождения неустойчивых волн, измерялись начальные распределения амплитуды $A_0(f, x, z)$ и фазы $\Phi_0(f, x, z)$ акустических волн вблизи передней кромки модели и поле возмущений $A(f, x, z)$, $\Phi(f, x, z)$ внутри пограничного слоя пластины 2. Для определения спектров по волновым числам использовалось дискретное фурье-преобразование [17]. Полученные после обработки данные приводились в виде величин $A_f(\chi)$, $\Phi_f(\chi)$ — амплитуды и фазы возмущений при $f = \text{const}$ в зависимости от угла наклона волны к потоку $\chi = \arctg(\beta/\alpha_r)$ (α_r, β — волновые числа в x - и z -направлении соответственно). Значения α_r, β определялись из соотношения

$$A_f(\alpha_r, \beta) \exp(i\Phi_f(\alpha_r, \beta)) = 1/T \sum E(x_i, z_j, t_k) \exp(-i(\alpha_r x_i + \beta z_j - 2\pi f t_k)),$$

где $E(x_i, z_j, t_k)$ — дискретный сигнал с термоанемометра, осредненный по реализациям; T — длина реализации по времени. Передаточные функции возмущений (коэффициент порождения) находились из выражения $K(\chi) = A_f(\chi)|_{x=x_i} / A_f(\chi)|_{x=x_0}$ (отношение амплитуды порожденных в пограничном слое возмущений к амплитуде звуковых волн, падающих на переднюю кромку).

Для определения начальных условий измерялось поле контролируемых возмущений в свободном потоке в плоскости пластины 2 (когда пластина не устанавливалась). На рис. 2 приведена зависимость амплитуды $A_0(x)$ и фазы $\Phi_0(x)$ (кривые 1 и 2 соответственно) от продольной координаты x в плоскости пластины 2 при $z = 0$. Здесь координата x измерялась от границы излучения вниз по потоку.

Чтобы проанализировать полученные данные, полезно представить упрощенную физическую модель источника возмущений. При зажигании разряда электрическая дуга распространяется над поверхностью пластины. При этом в результате торможения потока в ближнем поле перед и за разрядом, возможно, образуются вихри с разными направлениями вращения в плоскости yx . Вниз по потоку порожденные возмущения приводят к образованию волн Толлмина — Шлихтинга (ТШ) в пограничном слое пластины 1. Весь этот процесс сопровождается излучением различных типов контролируемых возмущений в свободный поток. Излучение распространяется внутри конуса Маха от разряда. На основе данной модели по зависимостям $A_0(x)$ и $\Phi_0(x)$ выделены характерные области, отвечающие различным типам контролируемых возмущений. Излучению от вихря перед разрядом соответствует область приблизительно $1,5 \text{ мм} < x < 5 \text{ мм}$, излучению от вихря за разрядом — $9 \text{ мм} < x < 13 \text{ мм}$, а излучению от волн ТШ — $14 \text{ мм} < x$.

На рис. 3 приведен амплитудный спектр излучения A_0 в зависимости от волнового числа α_r в x -направлении, полученный после обработки данных, представленных на рис. 2. Здесь амплитуда нормирована на свой максимум. Распределение $A_0(\alpha_r)$ имеет два максимума: $\alpha_r = -0,45$ и $0,75$ рад/мм, причем первый максимум отвечает излучению от вихря перед разрядом, а второй — излучению от оставшихся зон. Такое соответствие максимумов в распределении $A_f(\alpha_r)$ зонам излучения становится очевидным, если обра-

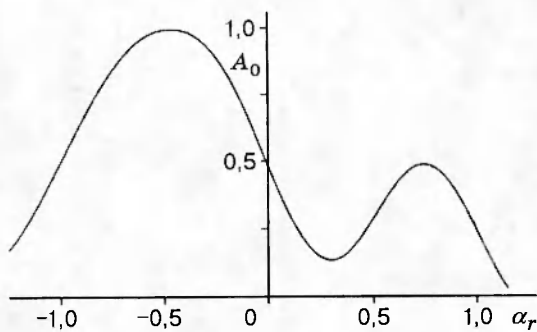


Рис. 3

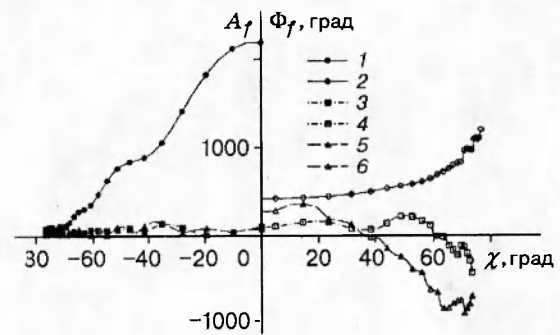


Рис. 4

ботать экспериментальные данные $A_0(x)$, $\Phi_0(x)$ отдельно для областей $1,5 \text{ мм} < x < 7 \text{ мм}$ и $9 \text{ мм} < x < 23 \text{ мм}$. По полученным значениям α_r вычислена фазовая скорость контролируемых возмущений в x -направлении: $C = 2\pi f / (\alpha_r U)$. Для первой области излучения $C = -0,54$. Отрицательное значение C отвечает возмущениям, распространяющимся вверх по потоку. Для второй и третьей области излучения $C = 0,33$, что соответствует акустическим возмущениям.

Для сечений $x = \text{const}$, принадлежащих трем различным областям излучения, были измерены распределения $A(z)$ и $\Phi(z)$ ($x = 3,5; 11; 23 \text{ мм}$) и определены спектры по волновому числу β .

При изучении поля возмущений внутри пограничного слоя, порожденного внешними контролируруемыми волнами, пластина 2 устанавливалась так, чтобы ее передняя кромка последовательно располагалась в тех сечениях, где изучены внешние возмущения, принадлежащие различным областям излучения (т. е. координата передней кромки $x = 3,5; 11$ и 23 мм). Были измерены распределения $A(z)$ и $\Phi(z)$ для двух сечений в пограничном слое пластины 2 ($x^* = 40$ и 50 мм , x^* — расстояние от передней кромки). Исследования проводились в устойчивой области развития возмущений в сверхзвуковом пограничном слое. По этим данным с помощью дискретного фурье-преобразования определялись спектры по волновому числу β .

На рис. 4 сравниваются амплитудные и фазовые спектры внешних акустических возмущений и порожденных ими собственных колебаний при координате передней кромки пластины $x = 3,5 \text{ мм}$ в зависимости от угла наклона волны к потоку χ . Здесь кривые 1 и 2 — распределения $A_f(\chi)$ и $\Phi_f(\chi)$ акустических возмущений, попадающих на переднюю кромку модели, кривые 3 и 4 — распределения $A_f(\chi)$ и $\Phi_f(\chi)$ для сечения в пограничном слое $x^* = 40$, а 5, 6 — для $x^* = 50 \text{ мм}$. Видно, что амплитуда собственных колебаний в пограничном слое близка к нулю и сравнима с шумом. Хотя распределение $\Phi_f(\chi)$ для колебаний в пограничном слое показывает, что порождение от внешних контролируемых возмущений происходит, но передаточная функция близка к нулю. Таким образом, получено, что внешние возмущения, распространяющиеся вверх по потоку, практически не вызывают отклика в сверхзвуковом пограничном слое.

Совершенно другая картина имеет место для излучения от возмущений, распространяющихся вниз по потоку. В этом случае происходит возбуждение возмущений в пограничном слое, и можно сравнить амплитуды акустического излучения и вынужденных возмущений.

На рис. 5 приведены распределения $A_f(\chi)$ и $\Phi_f(\chi)$ внешних акустических возмущений и порожденных ими собственных колебаний при $x = 11 \text{ мм}$. Здесь обозначения такие же, как и на рис. 4. Отметим, что распределения $A_f(\beta)$ и $\Phi_f(\beta)$ во внешнем потоке и в пограничном слое подобны [17], но отличие в фазовых скоростях C для акустических возмущений и для колебаний пограничного слоя приводит к несовпадению по углам χ .

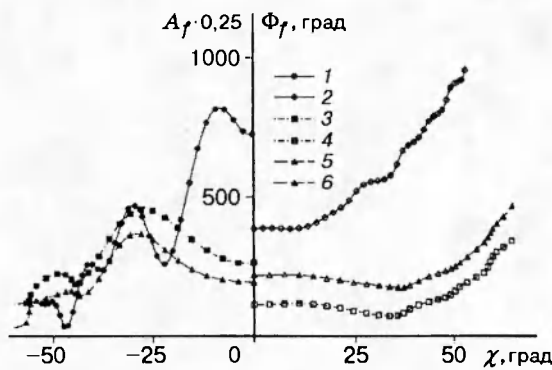


Рис. 5

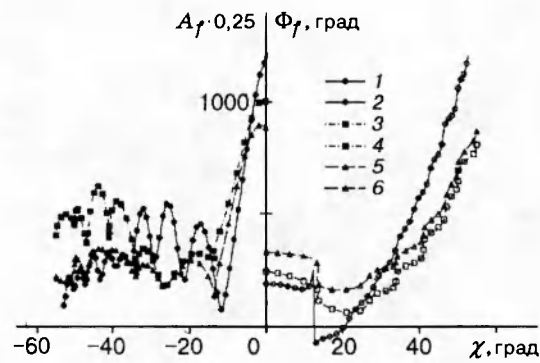


Рис. 6

Амплитуда наклонных волн с $\chi \approx 10$ и 30° максимальна в излучении от вихря сразу же за разрядом, а в пограничном слое порождаются возмущения с $\chi \approx 30^\circ$.

На рис. 6 представлены распределения $A_f(\chi)$ и $\Phi_f(\chi)$ внешних акустических возмущений и порожденных ими собственных колебаний при $x = 23$ мм (обозначения такие же, как и на рис. 4). Здесь распределения $A_f(\chi)$ и $\Phi_f(\chi)$ во внешнем потоке и в пограничном слое подобны. Основной максимум $A(\chi)$ наблюдается при $\chi = 0$, что хорошо согласуется с результатами [23], где исследовалось излучение от волн ТШ. Наклонные волны имеют значительно меньшую амплитуду, но уже для $\chi \geq 35^\circ$ колебания в пограничном слое превосходят внешние акустические возмущения. Можно отметить, что полученные в эксперименте распределения $A(z)$ и $\Phi(z)$ качественно совпадают с данными [22], где исследовалась структура возмущений в пограничном слое, порожденных звуком, падающим на переднюю кромку пластины сверху. В обоих случаях наблюдалась модуляция в $A(x, z)$, что указывает на существование нескольких типов возмущений в пограничном слое.

На рис. 7 приведены передаточные функции возмущений $K(\chi)$, возбуждаемых второй областью излучения. Ограничиваясь нижним уровнем порожденной амплитуды возмущений, близким к $(1/3)A_{\max}$, данные приводим в диапазоне углов $\chi \pm 40^\circ$ для двух значений координаты x^* (кривые 1 и 2 для $x^* = 40$ и 50 мм). При этом были обнаружены две характерные области порождения возмущений, а именно: область $\pm 10^\circ$, где коэффициенты порождения минимальны, и область $\pm(20^\circ-40^\circ)$, где эти коэффициенты максимальны. На рис. 7 представлены результаты по порождению возмущений для третьей области излучения (кривые 3 и 4 для $x^* = 40$ и 50 мм). Вводя такое же ограничение на уровень амплитуды, данные приводим только для углов $\pm 6^\circ$. Наблюдается отличие в коэффициентах порождения K для сопоставимых углов наклона волн для различных областей излучения. Одной из причин такого отличия может быть разная природа акустических волн: излучение во второй области происходит от неподвижного источника, а излучение в третьей области — от движущихся вихрей. Отличие значений коэффициента K объясняется возможным различием в направленности акустического излучения, что соответствует выводам работ [12, 13], где получена сильная зависимость интенсивности возмущений внутри слоя от пространственной ориентации внешней звуковой волны.

Из рис. 6 видно, что амплитуда порожденных в пограничном слое возмущений с $\chi \geq 35^\circ$ выше, чем у внешних акустических возмущений, т. е. коэффициент порождения $K > 1$. Следовательно, наклонные волны порождаются более интенсивно, чем плоская волна с $\chi \approx 0$. Этот результат согласуется с теоретическим [13].

На рис. 8 приведены фазовые скорости возмущений в пограничном слое, порожденных акустическими возмущениями (точки 1 и 2 — фазовые скорости возмущений, возбуждаемых второй и третьей областью излучения, кривая 3 — критические фазовые скорости $C^* = 1 - 1/(M \cos \chi)$, разделяющие волны дискретного и непрерывного спектров, 4 —

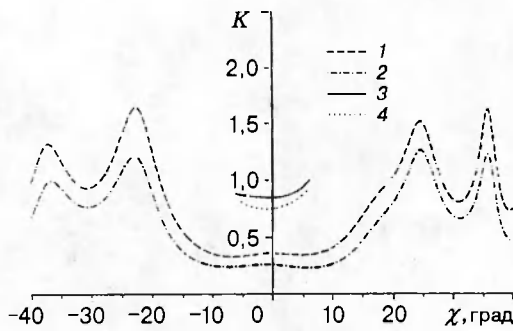


Рис. 7

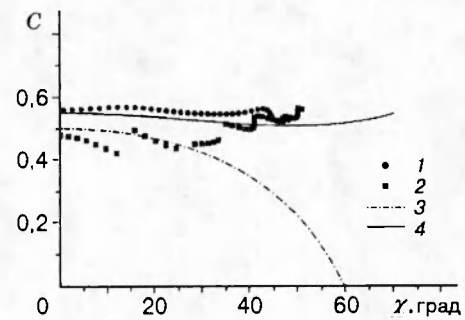


Рис. 8

фазовые скорости волн дискретного спектра, рассчитанные на основе численного интегрирования системы Дана — Линя для параметров, близких по значению к параметрам эксперимента ($f = 20$ кГц, $Re = 565$).

Отметим, что полученные в эксперименте значения фазовых скоростей, порожденных в пограничном слое волн для второй области излучения, близки к теоретическим значениям для волн ТШ. Поэтому будем относить результаты для второй зоны излучения к этому типу волн. Полученные в эксперименте значения фазовых скоростей волн, порожденных в пограничном слое для третьей области излучения, оказались меньше значений, характерных для волн ТШ. Это означает, что порожденные в пограничном слое волны состоят из разных типов возмущений, например вихревых и акустических [17, 22, 23]. Для их разделения необходимо будет провести исследования для большего количества сечений по x . Таким образом, получено, что при попадании излучения от второй зоны на переднюю кромку модели в пограничном слое порождаются волны ТШ, при попадании излучения от третьей зоны в пограничном слое присутствуют как волны ТШ, так и акустические колебания. В этих случаях, возможно, имеют место разные механизмы возбуждения возмущений пограничного слоя в окрестности передней кромки пластины [12, 13], вызванные различной структурой излучения от разных зон.

Авторы благодарят А. В. Федорова за предложение в постановке задачи и С. А. Гапонова за плодотворные обсуждения.

Работа выполнена при финансовой поддержке NASA, кооперативное соглашение NCCW-74.

ЛИТЕРАТУРА

1. Morkovin M. V. On transition experiments at moderate supersonic speeds // J. Aeronaut. Sci. 1957. V. 24, N 7. P. 480–486.
2. Nishioka M., Morkovin M. V. Boundary-layer receptivity to unsteady pressure gradients: experiments and overview // J. Fluid Mech. 1986. V. 171. P. 219–262.
3. Качанов Ю. С., Козлов В. В., Левченко В. Я. Возникновение турбулентности в пограничном слое. Новосибирск: Наука, 1981.
4. Goldstein M. E., Hultgren L. S. Boundary-layer receptivity to long-wave free-stream disturbances // Annual Rev. Fluid Mech. 1989. V. 21. P. 137–166.
5. Goldstein M. E. The evolution of Tollmien — Schlichting waves near a leading edge // J. Fluid Mech. 1983. V. 127. P. 59–81.
6. Choudhari M., Street C. L. A finite Reynolds-number approach for the prediction of boundary layer receptivity in localized regions // Phys. Fluids A. 1992. V. 4, N 11. P. 2495–2514.

7. Айзин Л. Б., Поляков Н. Ф. Генерации волн Толлмина — Шлихтинга звуком на отдельной неровности поверхности, обтекаемой потоком. Новосибирск, 1979. (Препр. / ИТПМ СО АН СССР; № 17).
8. Mack L. M. Linear stability theory and the problem of supersonic boundary layer transition // AIAA J. 1975. V. 13. P. 423–448.
9. Гапонов С. А. Взаимодействие сверхзвукового пограничного слоя с акустическими возмущениями // Изв. АН СССР. МЖГ. 1977. № 6. С. 51–56.
10. Duck P. W. The response of a laminar boundary layer in supersonic flow to small amplitude progressive waves // J. Fluid Mech. 1990. V. 219. P. 423–448.
11. Федоров А. В., Хохлов А. П. Возбуждение неустойчивых мод в сверхзвуковом пограничном слое акустическими волнами // Изв. АН СССР. МЖГ. 1991. № 4. С. 67–74.
12. Федоров А. В., Хохлов А. П. Восприимчивость сверхзвукового пограничного слоя к акустическим возмущениям // Изв. АН СССР. МЖГ. 1992. № 1. С. 40–47.
13. Гапонов С. А. О взаимодействии сверхзвукового пограничного слоя с акустическими возмущениями // Теплофизика и аэромеханика. 1995. Т. 2, № 3. С. 209–217.
14. Гапонов С. А., Маслов А. А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980.
15. Kendall J. M. Wind tunnel experiments relating to supersonic and hypersonic boundary-layer transition // AIAA J. 1975. V. 13, N 3. P. 290–299.
16. Mack L. M. Boundary layer stability theory // Document 900-277. Pasadena: California — JPL, 1969.
17. Kosinov A. D., Maslov A. A., Shevel'kov S. G. Experiments on the stability of supersonic laminar boundary layer // J. Fluid Mech. 1990. V. 219. P. 621–633.
18. Balakumar P., Malik M. R. Discrete modes and continuous spectra in supersonic boundary layers // J. Fluid Mech. 1992. V. 239. P. 631–656.
19. Косинов А. Д., Маслов А. А., Семенов Н. В. Методы введения искусственных возмущений в сверхзвуковой поток. Новосибирск, 1983. (Препр. / ИТПМ СО АН СССР; № 34-83).
20. Maslov A. A., Semionov N. V. Acoustic disturbances and supersonic boundary layer // Problems of Nonlinear Acoustics. Novosibirsk, 1987. P. 132–134.
21. Маслов А. А., Семенов Н. В. Возбуждение собственных колебаний пограничного слоя внешним акустическим полем // Изв. АН СССР. МЖГ. 1986. № 3. С. 74–78.
22. Косинов А. Д., Маслов А. А., Семенов Н. В., Шевельков С. Г. Волновая структура искусственных возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на пластине // ПМТФ. 1990. № 2. С. 95–98.
23. Маслов А. А., Семенов Н. В. Излучение акустических колебаний сверхзвуковым пограничным слоем // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1987. № 7, вып. 2. С. 58–63.
24. Kosinov A. D., Maslov A. A., Semionov N. V. Methods of controlled disturbances generation for experimental investigation of supersonic boundary layer receptivity // Proceedings of International Conference on the Methods of Aerophysical Research. Novosibirsk, 1994. P. 138–144.

Поступила в редакцию 25/IX 1995 г.