

УДК 532.526

Г. Л. Колосов¹, А. В. Панина², А. Д. Косинов^{1,2},
Ю. Г. Ермолаев², Н. В. Семёнов²

¹ Новосибирский государственный университет
ул. Пирогова 2, Новосибирск, 630090, Россия

² Институт теоретической
и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия

E-mail: kosinov@itam.nsc.ru

ПРОСТРАНСТВЕННО-ВОЛНОВАЯ СТРУКТУРА КОНТРОЛИРУЕМЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ В ТРЕХМЕРНОМ СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ *

Представлены результаты экспериментального исследования возбуждения контролируемых возмущений в пограничном слое модели тонкого скользящего крыла при числе Маха $M = 2$. Определены области линейного и нелинейного развития фоновых естественных возмущений. Впервые детально изучена пространственно-волновая структура контролируемых пульсаций, генерируемых точечным источником в линейной области ламинарно-турбулентного перехода. Обнаружено, что положение максимума амплитуды искусственных осцилляций локализовано по нормальной координате относительно поверхности скользящего крыла как по пространственным распределениям, так и по энергонесущей части волновых спектров.

Ключевые слова: сверхзвуковой пограничный слой, неустойчивость, волновые пакеты, ламинарно-турбулентный переход.

Введение

Возникновение турбулентности в трехмерных пограничных слоях по-прежнему остается актуальной проблемой. Задачи снижения сопротивления летательных аппаратов и расчета их аэродинамических характеристик требуют детального рассмотрения всего процесса ламинарно-турбулентного перехода. Особый интерес вызывают исследования перехода на скользящем крыле, так как эти результаты имеют практическое значение для развития авиационной техники.

Задача возникновения турбулентности в пограничных слоях при дозвуковых скоростях решена в большей степени в сравнении

со случаем сверхзвуковых скоростей. Результаты как теоретических, так и экспериментальных исследований по вопросам устойчивости и перехода несжимаемых пространственных сдвиговых течений приведены в работах [1–4].

В ИТПМ СО РАН детально исследуется процесс ламинарно-турбулентного перехода в трехмерных пограничных слоях при сверхзвуковых скоростях. Результаты первых экспериментальных исследований по развитию естественных возмущений в пограничном слое на скользящем крыле приведены в [5]. Показано, что характер распределений средних и пульсационных характеристик пограничного слоя аналогичен случаю дозвуковых скоростей. При ана-

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 09-01-00767).

лизе амплитудных спектров естественных пульсаций обнаружено нарастание возмущений вниз по потоку.

Эти эксперименты были продолжены в [6], где изучалось развитие контролируемых возмущений на модели скользящего крыла при числе Маха $M = 2$. В экспериментах [6] получены волновые характеристики бегущих волн. Обнаружено возбуждение нарастающих вниз по потоку высокочастотных возмущений.

По результатам экспериментов [5; 6] и учитывая работы на скользящем крыле при дозвуковых скоростях, был предложен метод управления переходом, который апробирован в [7]. В этой работе управление переходом было выполнено с помощью распределенных продольных шероховатостей. Экспериментально показано, что с помощью продольных шероховатостей, расположенных вблизи передней кромки скользящего крыла, можно затянуть переход до 40 %. В дополнение к этим работам в [8] исследовалась структура естественных возмущений в ламинаризованном сверхзвуковом пограничном слое. Отметим, что эксперименты [5–8] были выполнены на достаточно толстом профиле крыла (7,8 %), на котором переход происходил относительно близко к передней кромке модели.

Численно устойчивость трехмерного сверхзвукового пограничного слоя исследовалась в [9]. Расчеты выполнялись по условиям экспериментов [6]. Линейный анализ показал ведущую роль механизма неустойчивости поперечного течения в процессе перехода. Также в этой работе было выполнено сравнение полученных расчетных данных с экспериментами [6], которое показало хорошее совпадение дисперсионных соотношений. Однако результаты теории по ин-

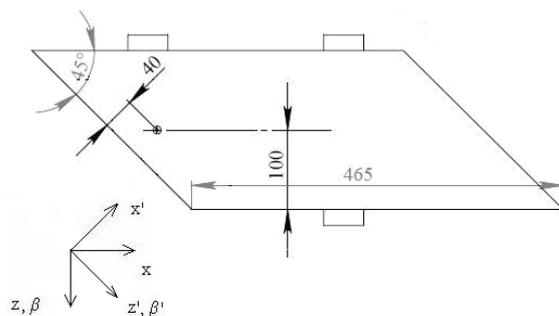


Рис. 1. Модель крыла и системы координат

крементам возмущений плохо согласуются с экспериментом.

Несоответствие экспериментальных результатов и расчетов можно объяснить тем, что локализованное введение возмущений в эксперименте может приводить к значительному искажению среднего течения, которое, по-видимому, трудно учесть в расчетах. Также нельзя отбрасывать возможность взаимодействия контролируемых возмущений как с естественными фоновыми пульсациями, так и с квазистационарными вихрями поперечного течения, которые являются неотъемлемой частью течения на скользящем крыле.

Цель данной работы – определить область линейного развития возмущений в пограничном слое скользящего крыла и изучить пространственно-волновые характеристики пульсаций в ближнем поле от источника контролируемых возмущений, которые необходимы для выполнения дальнейших исследований по линейному и нелинейному развитию волнового поезда в таком течении.

Оборудование и условия экспериментов

Эксперименты выполнены в малошумной сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН при числе Маха $M = 2$ и единичном числе Рейнольдса $Re_1 = 5,1 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$. Для определения параметров потока и выполнения экспериментов аэродинамическая труба Т-325 оборудована автоматизированной измерительной системой.

В экспериментах использовалась модель скользящего крыла с острой передней кромкой и углом стреловидности 45° . Модель имела тонкий (3 %) плоско-выпуклый профиль с максимальной толщиной 12 мм. Радиус кривизны рабочей поверхности модели был равен 4 000 мм. Для установки источника контролируемых пульсаций нижняя поверхность модели имела плоскую форму. Вид крыла, его размеры и выбранные системы координат показаны на рис. 1. Модель жестко крепилась в центральной плоскости рабочей части трубы под нулевым углом атаки.

Для введения в пограничный слой контролируемых пульсаций использовался ге-

нератор локализованных искусственных возмущений, конструкция которого основана на высокочастотном тлеющем разряде в камере, аналогичной описанной в [10; 11]. Контролируемые пульсации вводились в пограничный слой через отверстие в рабочей поверхности модели диаметром 0,42 мм. Координаты отверстия: $x = 56,6 \pm 0,3$ мм от передней кромки модели и $z = 0$, что совпадает с центральной линией симметрии модели. Схема зажигания тлеющего разряда приведена в [12]. С генератора подавался синусоидальный сигнал частотой приблизительно 10 кГц. При небольшой мощности источника в пограничный слой вводились гармонические возмущения с частотой 20 кГц. При повышении мощности разряда появлялась несимметрия (нелинейность) в работе источника пульсаций, а вводимые возмущения были периодическими с частотой 10 кГц.

Возмущения в потоке измерялись термоанемометром постоянного сопротивления. Датчик термоанемометра изготавливался из вольфрамовой нити диаметром 10 мкм и длиной 1,5 мм. С помощью координатного устройства датчик перемещался по координатам x , y , z . Дискретность перемещения датчика по координатам x , z составляла 0,1 мм, а по y – 0,01 мм. Поскольку угол стреловидности модели был 45° , то перемещение датчика параллельно передней кромке осуществлялось при одинаковом значении перемещений по x и z . В этом случае измерения проводились при $y = \text{const}$. После выполнения измерений по сечению устанавливалось новое значение x или y , и измерения продолжались в новом сечении. Продолжительность эксперимента составила около 70 минут, что достаточно для измерения 10–12 сечений. Величина перегрева нити датчика устанавливалась около 0,8, а измеренные возмущения на 90–95 % состояли из пульсаций массового расхода [13].

Постоянная составляющая напряжения с выхода термоанемометра «Е» измерялась с помощью цифрового вольтметра Agilent 34401A.

Пульсационный сигнал с выхода термоанемометра оцифровывался 12-разрядным аналого-цифровым преобразователем (АЦП) и затем записывался в компьютер. Частота дискретизации АЦП составляла 750 кГц.

Запуск АЦП производился синхронно с генератором, задающим частоту вводимых возмущений. В отличие от [11] в данных экспериментах не выполнялось синхронного детектирования сигнала контролируемых возмущений по коротким реализациям. Вместо этого использовался эквивалентный, но более эффективный по времени измерения подход прямой записи длинных реализаций, который использовался до этого, например, в [14]. При этом в каждой точке по пространству проводилось 4 повторных измерения. При изучении развития естественных пульсаций обработка результатов проводилась по полным осциллограммам. Для выделения контролируемых возмущений проводилось осреднение полученных реализаций.

Для определения характера развития естественных возмущений в пограничном слое модели использовался статистический подход, благодаря которому удается определить линейную и нелинейную области развития пульсаций [15].

Частотно-волновые спектры возмущений определялись с помощью дискретного преобразования Фурье (ДПФ) в виде

$$e'_{f\beta}(x') = \frac{2}{T} \sum_{j,k} e'(x', z'_j, t_k) e^{-i(\beta z'_j - \omega t_k)} \cdot \Delta t_k \cdot \Delta z'_j,$$

где $e'(x', z'_j, t_k)$ – пульсационный сигнал с термоанемометра, осредненный по реализациям; T – длина реализации по времени. Фактически временное преобразование Фурье было эквивалентно использованию узкополосного фильтра с шириной пропускания около 15 Гц (с учетом уширения полосы пропускания за счет использования окна Хэннинга). Метод ДПФ, в отличие от БПФ (быстрое преобразование Фурье), позволяет с высокой точностью определить частоту вводимых возмущений и амплитудно-фазовые характеристики. Амплитуда и фаза возмущений находились после ДПФ по формулам:

$$A_{f\beta}(x') = \text{mod}\{e'_{f\beta}(x')\};$$

$$\Phi_{f\beta}(x') = \text{arctg}\{-\text{Im}[e'_{f\beta}(x')]/\text{Re}[e'_{f\beta}(x')]\}.$$

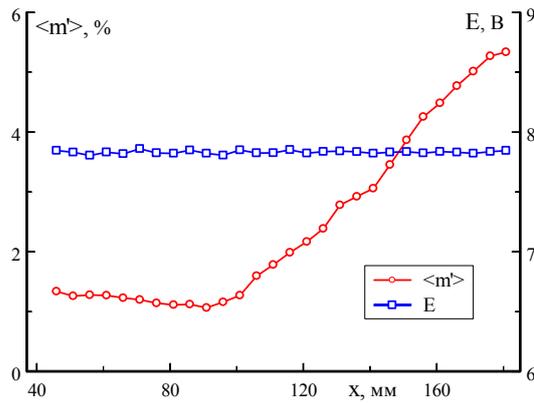


Рис. 2. Развитие естественных возмущений вниз по потоку

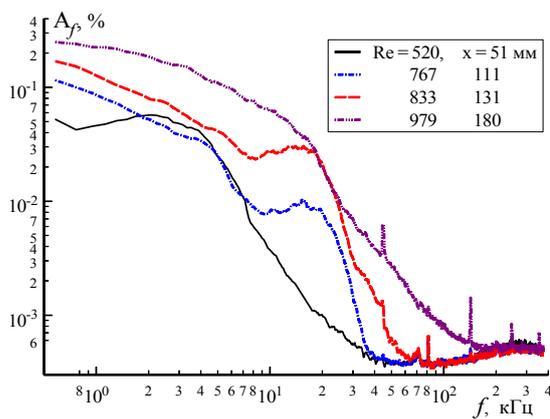


Рис. 3. Спектры естественных возмущений на модели скользящего крыла

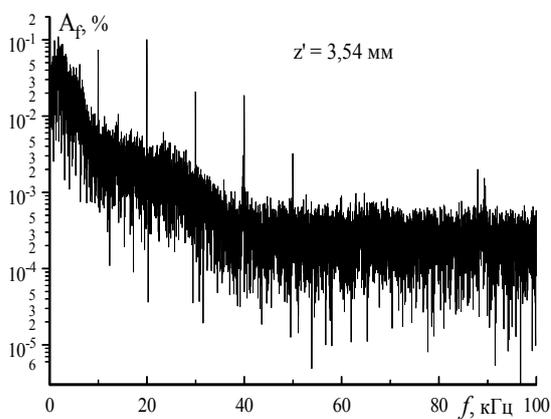


Рис. 4. Амплитудный спектр полных пульсаций при $x = 20 \text{ мм}$

Результаты и их анализ

В экспериментах использовался совместный подход, когда параллельно выполняются измерения как в естественных, так и в контролируемых условиях [14], поскольку результаты этих исследований дополняют друг друга.

Рассмотрим эволюцию естественных возмущений в сверхзвуковом пространственном пограничном слое вниз по потоку. Результаты показаны на рис. 2. Данные измерения выполнялись при постоянном уровне массового расхода, что отражено в зависимости $E(x)$ (значения E пропорциональны величине массового расхода). Здесь продольная x -координата отсчитывается от передней кромки модели. В данном эксперименте мы не достигли конца перехода, однако последняя экспериментальная точка ($x = 180 \text{ мм}$, $Re = 0,9 \times 10^6$) находится вблизи от положения перехода. Область до $x = 130 \text{ мм}$ соответствует линейному развитию возмущений. Это определено из анализа статистических распределений естественных возмущений.

Эволюция частотных спектров естественных возмущений в пограничном слое вниз по потоку приведена на рис. 3. Первые три кривые соответствуют линейному росту пульсаций. В линейной области развития возмущений нарастают пульсации с частотами вплоть до 40 кГц. Наибольший рост возмущений в линейной области наблюдается в диапазоне частот от 10 до 30 кГц.

Нелинейный рост возмущений, в первую очередь, характеризуется усилением высокочастотных пульсаций. Это демонстрирует амплитудный спектр при $x = 180 \text{ мм}$. Вид спектра при $x = 180 \text{ мм}$ близок к турбулентному, так как здесь наблюдается заполнение спектра высокочастотными возмущениями вплоть до 200 кГц.

Теперь рассмотрим случай контролируемых возмущений. Измерения возмущений были выполнены на расстоянии 20 мм от разряда. Для всех результатов по контролируемым возмущениям продольная координата отсчитывается от источника пульсаций.

Как показано выше, источник контролируемых возмущений и область измерения возмущений расположены в границах линейного развития естественных возмущений. Частота основных возмущений $f = 20 \text{ кГц}$ выбиралась

из области усиления естественных пульсаций по спектрам, приведенным на рис. 3. Данное значение частоты соответствует центральной частоте линейно усиливаемых естественных пульсаций.

На рис. 4 показан амплитудный спектр полных пульсаций в максимуме флуктуаций по нормали к поверхности модели. Спектры получены по осредненным (четырем) реализациям. Напомним, что датчик термоанемометра измеряет полный сигнал, который состоит из естественных (случайных) и контролируемых (детерминированных) пульсаций. Из рисунка видно, что разряд в камере вводит в пограничный слой возмущения на частотах 10, 20, 30, 40, 50 кГц. Пульсации на основной частоте и субгармонике имеют максимальную амплитуду. Амплитуда остальных гармоник существенно меньше, и эти возмущения затухают вниз по потоку. Поэтому далее будем рассматривать только возмущения частотой 10 и 20 кГц.

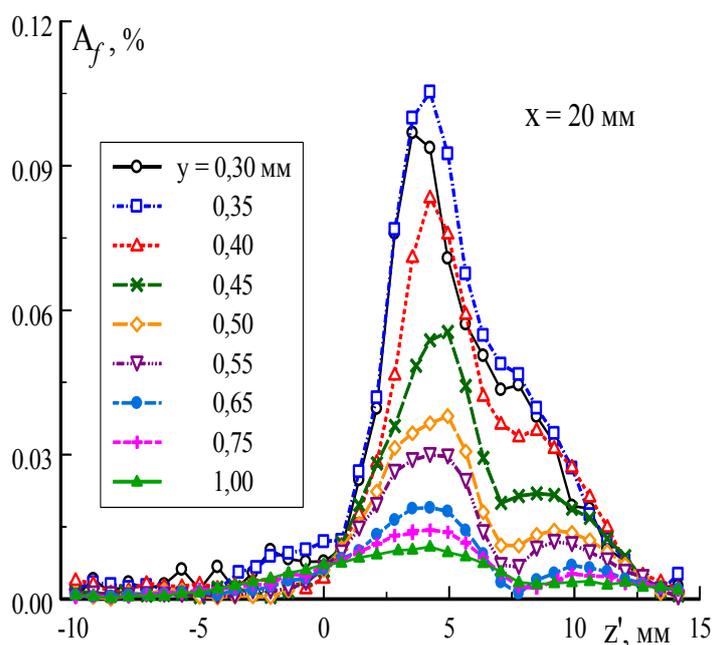
На рис. 5 приведены распределения амплитуды основных возмущений по размаху крыла при $x = 20$ мм на разном расстоянии от поверхности модели. Трансзвуковая и дозвуковая области пограничного слоя располагаются при $y < 0,25$ мм, а выше мы имеем сверхзвуковое течение. В отличие от случая плоской пластины [11], где возмущения симметрично распространяются относительно разряда в поперечном направлении (волновой пакет расплывается сим-

метрично), на скользящем крыле пространственный волновой пакет, в основном, расплывается в направлении поперечного течения. Поэтому в амплитудных распределениях (см. рис. 5) наблюдается максимум, смещенный в сторону положительных значений z' .

Возмущения с частотой 20 кГц имеют наибольшую амплитуду на высоте 0,35 мм от поверхности модели. Далее, вверх по пограничному слою, амплитуда основных возмущений уменьшается, и в области верхней границы пограничного слоя она пренебрежимо мала. Отметим, что на всех рисунках значения пульсаций нормированы на локальное значение среднего массового расхода в течения. Таким образом, в результате измерений впервые для сверхзвукового пространственного пограничного слоя получены амплитудно-фазовые характеристики возмущений основной и субгармонической частоты в плоскости (z', y) в начальном сечении при $x = 20$ мм.

Более наглядную картину пространственной структуры контролируемых пульсаций в плоскости (z', y) можно видеть на рис. 6, где представлены линии равной амплитуды возмущений основной частоты в начальном сечении. Получено, что наиболее интенсивные по амплитуде возмущения находятся в узкой области – как по толщине пограничного слоя, так и по размаху крыла.

Рис. 5. Распределения амплитуды пульсаций по z' для частоты 20 кГц



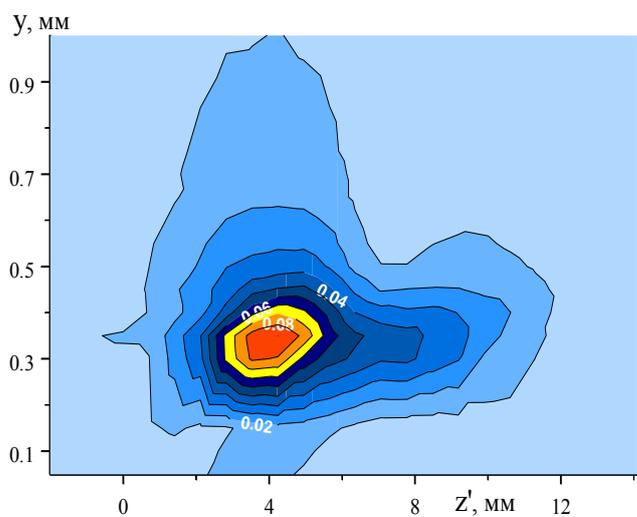


Рис. 6. Изолинии амплитуд контролируемых возмущений при $x = 20$ мм, $f = 20$ кГц

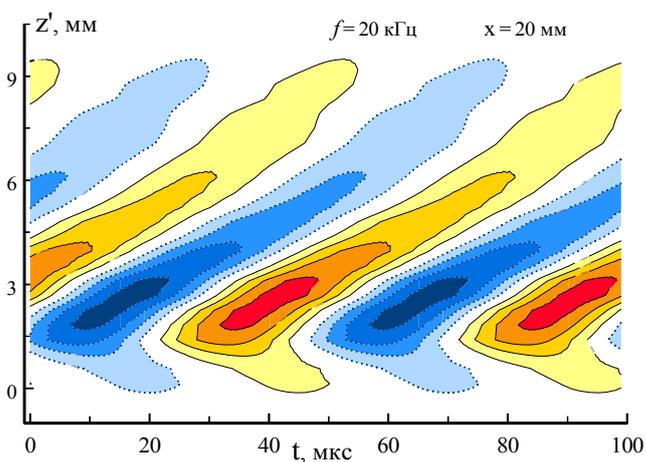


Рис. 7. Изолинии осциллограмм контролируемых возмущений в поперечном направлении

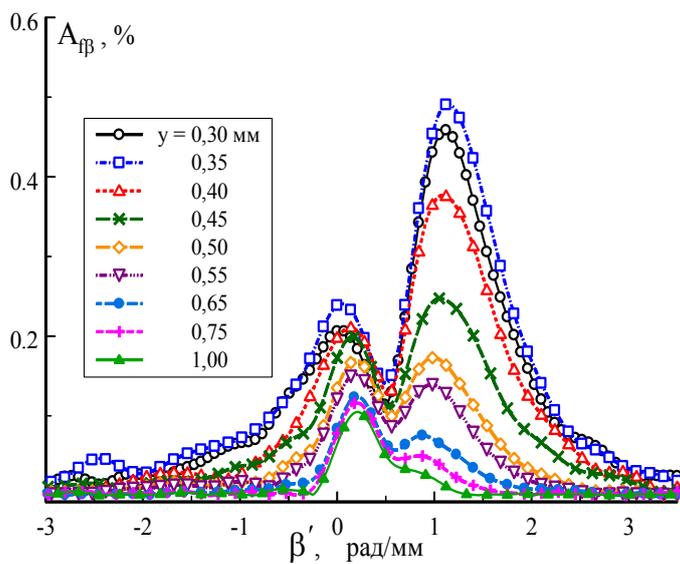


Рис. 8. Амплитудные β -спектры для частоты 20 кГц при $x = 20$ мм

Рис. 9. Профили пульсаций для различных значений z' при $x = 20$ мм

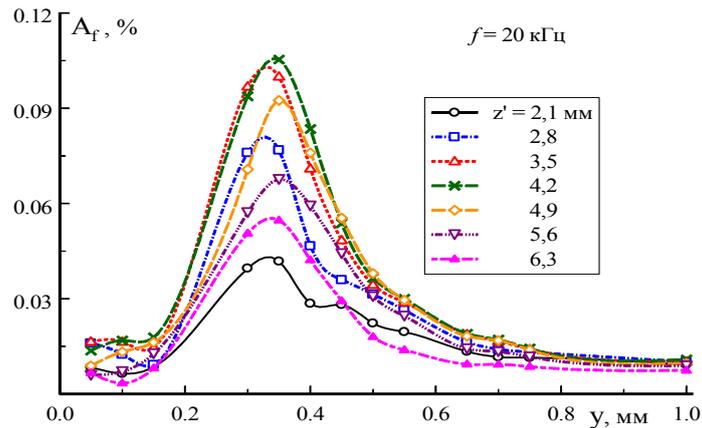
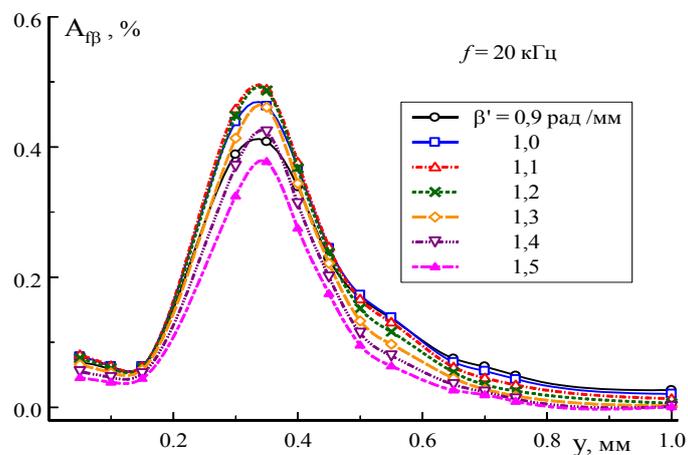


Рис. 10. Профили пульсаций для различных волновых поперечных чисел β' при $x = 20$ мм



На рис. 7 приведены изолинии амплитуды возмущений основной частоты в поперечном направлении во времени. Измерения выполнены в максимуме пульсаций по толщине пограничного слоя. Здесь сплошной линией нанесены положительные значения, а прерывистой – отрицательные уровни амплитуд. Получено, что вниз по потоку волновой пакет расплывается только в сторону положительных значений координаты z' . При этом возмущения распространяются преимущественно в направлении поперечного течения. Качественно данные соответствуют результатам линейной теории устойчивости для трехмерного пограничного слоя на скользящем крыле.

Амплитудные β -спектры возмущений для частоты 20 кГц при $x = 20$ мм представлены на рис. 8. Как и следовало ожидать из полученных пространственных распределений, наблюдается сильно выраженная несимметрия амплитудно-волновых спектров. По толщине пограничного слоя амплитудный β -спектр имеет наибольшие значения при $y = 0,35$ мм. Максимум амплитуды на-

ходится при $\beta' = 1,1$ рад/мм. Второй максимум, амплитуда которого заметно меньше, расположен вблизи $\beta' = 0$ рад/мм.

Профили амплитуды возмущений основной частоты по нормали к поверхности модели для различных значений z' представлены на рис. 9. Получено, что максимум амплитуды для профилей пульсаций, измеренных по поперечному сечению, находится в одном и том же месте по y для разных позиций в трансверсальном направлении.

Профили пульсаций, полученные по амплитудным β -спектрам (см. рис. 8), приведены на рис. 10. Профили построены для энергонесущей части волновых спектров. Здесь максимум возмущений находится в одном месте по толщине пограничного слоя и не меняется для всех значений волнового числа в поперечном направлении.

Профили фазы возмущений основной частоты для тех же фиксированных значений β' представлены на рис. 11. Получено, что изменение фазы по толщине пограничного слоя подобно и составляет около 90° .

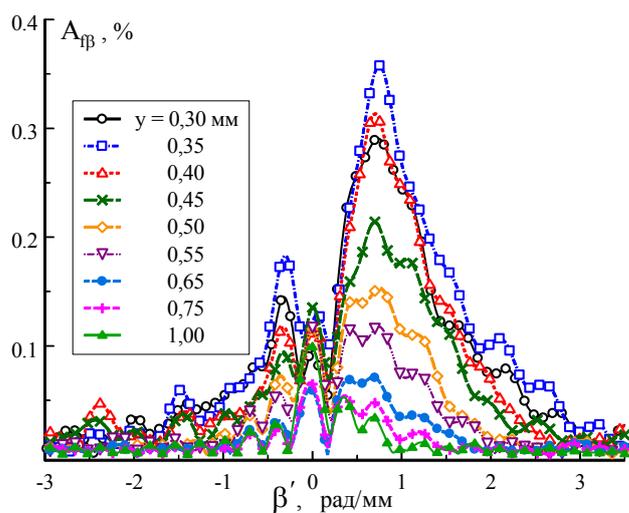


Рис. 11. Распределения фаз контролируемых возмущений по толщине пограничного слоя при $f = 20$ кГц, $x = 20$ мм

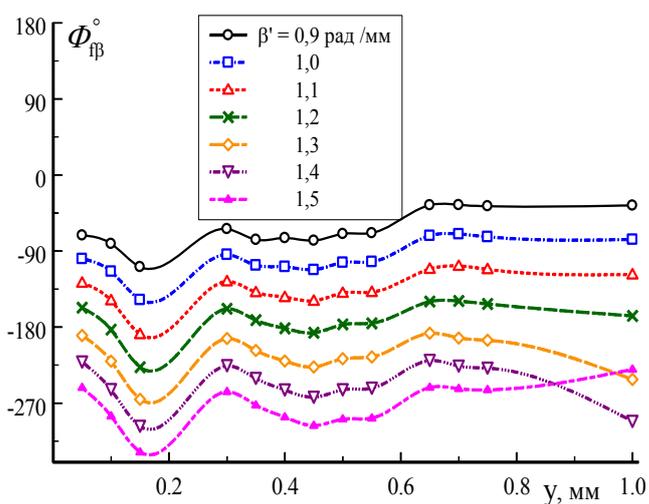


Рис. 12. Распределения амплитуды пульсаций по z' для частоты 10 кГц при $x = 20$ мм

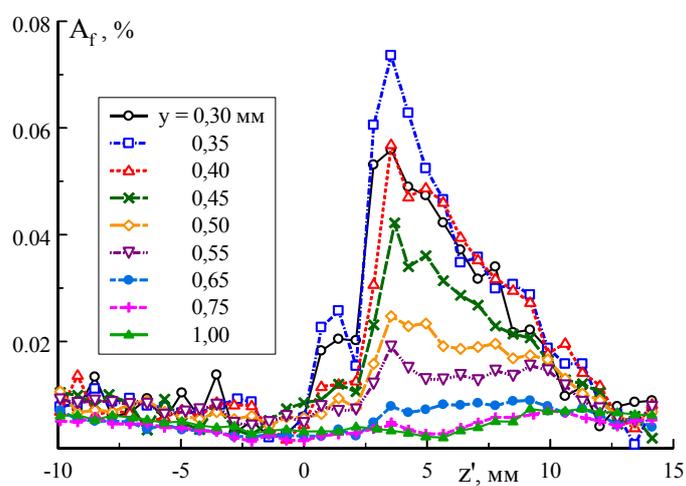


Рис. 13. Амплитудные спектры по β' для частоты 10 кГц при $x = 20$ мм

Рис. 14. Изолинии амплитуд контролируемых возмущений при $x = 20$ мм, $f = 10$ кГц

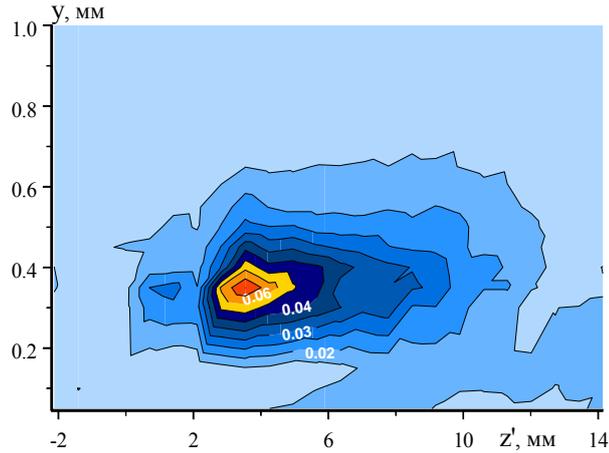


Рис. 15. Профили амплитуд пульсаций по y при фиксированном значении β' для частоты 10 кГц

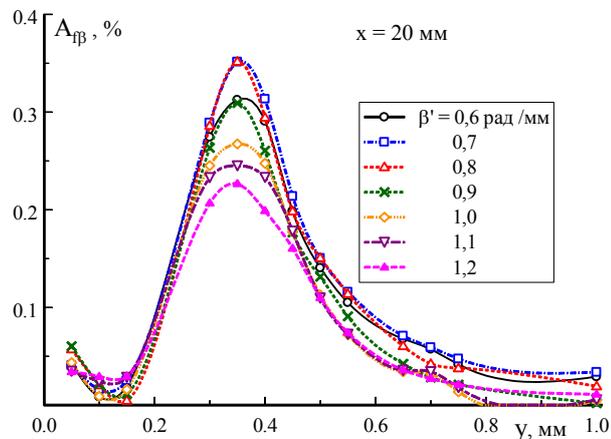
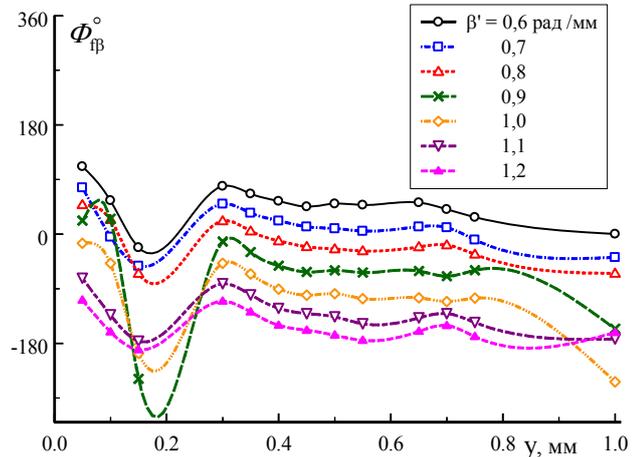


Рис. 16. Профили фазы контролируемых возмущений по толщине пограничного слоя при фиксированном значении β' при $f = 10$ кГц, $x = 20$ мм



Далее рассмотрим пространственно-волновую структуру контролируемых субгармонических возмущений. Амплитудные распределения по размаху крыла (z') и по волновым числам (β') представлены на рис. 12 и 13 соответственно. Аналогично возмущениям основной частоты, наблюдается несимметричность зависимости амплитуды возмущений относительно $z' = 0$ мм и

$\beta' = 0$ рад/мм. Таким образом, пространственно-волновые характеристики волнового поезда в начальном сечении основной и субгармонической частоты имеют схожие зависимости в поперечном направлении.

Пространственную структуру контролируемых субгармонических пульсаций в плоскости (z', y) можно видеть на рис. 14. Здесь представлены линии равной амплитуды

возмущений субгармонической частоты в начальном сечении. Подобно случаю $f = 20$ кГц, наиболее интенсивные возмущения находятся в узкой области как по толщине пограничного слоя, так и по размаху крыла.

Профили амплитуды пульсаций по y для частоты 10 кГц представлены на рис. 15. Как и в предыдущем случае, амплитудный максимум для различных значений β' находится на одном и том же расстоянии от поверхности модели скользящего крыла.

На рис. 16 приведены профили фазы контролируемых возмущений для частоты $f = 10$ кГц по нормальной координате. От верхней границы пограничного слоя до максимума амплитудных пульсаций фаза субгармонических возмущений слабо нарастает. Значительные изменения фазы наблюдаются в области, близкой к трансзвуковой части течения, с $y < 0,3$ мм.

Заключение

Выполнены экспериментальные исследования характеристик контролируемых возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на модели тонкого скользящего крыла в ближнем поле от источника.

Впервые определена пространственно-волновая структура контролируемых пульсаций, генерируемых точечным источником в линейной области ламинарно-турбулентного перехода.

Обнаружено, что положение максимума амплитуды искусственных осцилляций локализовано по нормальной координате относительно поверхности скользящего крыла как по пространственным распределениям, так и по энергонесущей части волновых спектров. Максимум пульсаций для частот 10 и 20 кГц расположен при одном и том же значении y/δ . Этот факт позволяет упростить выполнение экспериментов по линейному и нелинейному развитию возмущений, т. е. измерения достаточно проводить в области максимума пульсаций по пограничному слою.

Список литературы

1. Arnal D., Casalis G., Juillen J. C. Experimental and Theoretical Analysis of Natural Transition on «Infinite» Swept Wing // Lami-

nar-Turbulent Transition. Springer-Verlag, 1990. P. 311–325.

2. Reed H. L., Saric W. S. Stability of Three-Dimensional Boundary Layers // Ann. Rev. Fluid Mech. 1989. Vol. 21. P. 235–284.

3. Литвиненко Ю. А., Чернорай В. Г., Козлов В. В., Лефдаль Л. Л., Грек Г. Р., Чун Х. О нелинейной синусоидальной и варикозной неустойчивости в пограничном слое (обзор) // Теплофизика и аэромеханика. 2004. Т. 11, № 3. С. 339–364.

4. Kachanov Y. S. Physical Mechanisms of Laminar-Boundary Layer Transition // Ann. Rev. Fluid Mech. 1994. Vol. 26. P. 411–482.

5. Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Левченко В. Я., Семёнов Н. В. О неустойчивости пространственного сверхзвукового пограничного слоя // ПМТФ. 1995. Т. 36, № 6. С. 50–54.

6. Семёнов Н. В., Косинов А. Д., Левченко В. Я., Ермолаев Ю. Г. Экспериментальное исследование развития возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на модели скользящего крыла // Теплофизика и аэромеханика. 2003. Т. 10, № 3. С. 357–368.

7. Семёнов Н. В., Косинов А. Д. Метод управления ламинарно-турбулентным переходом сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле // Теплофизика и аэромеханика. 2007. Т. 14, № 3. С. 353–357.

8. Семёнов Н. В., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д. Развитие возмущений в ламинаризованном сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле // ПМТФ. 2008. Т. 49, № 2. С. 40–46.

9. Гапонов С. А., Смородский Б. В. Линейная устойчивость трехмерных пограничных слоев // ПМТФ. 2008. Т. 49, № 2. С. 3–14.

10. Kosinov A. D., Maslov A. A., Shevelkov S. G. Experiments on the Stability of Supersonic Laminar Boundary Layers // J. Fluid Mech. 1990. Vol. 219. P. 621–633.

11. Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семёнов Н. В. Характерные особенности слабонелинейного взаимодействия волн неустойчивости в сверхзвуковом пограничном слое // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2008. Т. 3, вып. 3. С. 3–13.

12. Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G. On modeling of laminar-turbulent transition of supersonic boundary layer in controlled conditions // ICMAR-96 Conference. Novosibirsk, 1996. Pt. 2. P. 137–142.

13. Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G. Disturbances in Test Section of T-325 Supersonic Wind Tunnel ITAM SB RAS. Новосибирск, 1999. (Препр. / Ин-т теорет. и прикл. механики СО РАН; № 6-99).

14. Панина А. В., Косинов А. Д., Ермолаев Ю. Г., Семёнов Н. В. Исследование влияния поперечной неоднородности течения на развитие волнового пакета в сверхзвуковом пограничном слое // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2010. Т. 5, вып. 2. С. 17–27.

15. Семисынов А. И., Косинов А. Д. Применение спектров высокого порядка и статистических методов для изучения нелинейной стадии перехода в сверхзвуковом пограничном слое. Новосибирск, 2002. 40 с. (Перепринт / Ин-т теорет. и прикл. механики СО РАН; № 9-2002).

Материал поступил в редколлегию 15.07.2011

G. L. Kolosov, A. V. Panina, A. D. Kosinov, Yu. G. Yermolaev, N. V. Semionov

**SPATIAL-WAVE STRUCTURE OF CONTROLLED DISTURBANCES
IN 3D SUPERSONIC BOUNDARY LAYER**

Results of experimental investigation of controlled disturbance excitation in the boundary layer of thin swept wing at Mach number $M = 2$ are presented. Regions of the linear and nonlinear natural pulsation development are determined. For the first time spatial-wave structure of controlled disturbances generated by local pulsation source is studied in detail in the linear region of laminar-turbulent transition. It is found, that maximum of artificial oscillation amplitude is localized in normal direction regarding to the swept wing surface as for spatial distributions as well as for most powerful part of wave spectra.

Keywords: supersonic boundary layer, instability, wave packets, laminar-turbulent transition.