

УДК 532.526:533.6.01.55

© 2002 г. Ю.Г. ЕРМОЛАЕВ, В.И. ЛЫСЕНКО

## РАЗВИТИЕ ИСКУССТВЕННЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА ПЛАСТИНЕ И В СЛЕДЕ ЗА НЕЙ ПРИ СВЕРХЗВУКОВОЙ СКОРОСТИ НАБЕГАЮЩЕГО ПОТОКА

При числе Маха  $M_\infty = 2$  экспериментально исследовано развитие искусственных возмущений в пограничном слое на плоском участке пластины, на обратном клине за веером волн разрежения и в следе.

*Ключевые слова:* пограничный слой, сверхзвуковой поток, волны разрежения, пластина – обратный клин, след.

Характер течения в следе за телом в значительной мере определяет аэродинамику летательного аппарата. Так, величина донного сопротивления при ламинарном и турбулентном режимах обтекания может различаться более чем в 2 раза [1], а его доля в полном сопротивлении достигать 50% (например, для тел вращения) [1,2]. При этом состояние пограничного слоя на обтекаемом теле оказывает влияние на положение перехода в следе.

В системе "пограничный слой – след" все еще слабо изученным является процесс возникновения турбулентности в следе за телом. В экспериментах [3–11] по устойчивости следа при сверхзвуковых скоростях потока исследуется развитие естественных пульсаций, поэтому отсутствуют полные пространственные характеристики возмущений, необходимые для развития теории. Эти характеристики можно получить при изучении контролируемых возмущений, моделирующих процесс развития естественных [12]. Но если исследований развития искусственных возмущений в сверхзвуковом пограничном слое сравнительно много ([12–15] и др.), то аналогичные данные для сверхзвукового следа вообще отсутствуют. Основным ограничением применения метода контролируемых пульсаций при изучении волновых процессов в следе является неоднородность течения, что затрудняет определение волновых характеристик неустойчивых возмущений, однако волновой подход в ряде случаев применять можно. В частности, в квазидвумерной задаче неоднородность течения имеется только вдоль потока, тогда можно определять волновые спектры по поперечному волновому числу, а в линейном приближении – передаточные характеристики по волновым числам. Таким образом, практическая реализация контролируемых экспериментов в следе зависит от характера течения.

Согласно теории [16], в сверхзвуковом следе могут наблюдаться два типа неустойчивых возмущений: антисимметричная и симметричная моды. В соответствии с результатами расчетов [17] для антисимметричной моды наиболее неустойчивыми являются двумерные волны. Их фазовая скорость около 0.8. Двумерный характер наиболее неустойчивых возмущений этой моды сохраняется при до-, сверх- и гиперзвуковых скоростях потока. Для симметричной моды при сверхзвуковых скоростях наиболее неустойчивы трехмерные возмущения, а фазовая скорость возрастает с увеличением числа Маха. При  $M = 2$  она равна примерно 0.6. По характеру неустойчивости и значениям фазовой скорости симметричная мода подобна собственным возмущениям сверхзвукового пограничного слоя.

Представляется возможным влияние возмущений в пограничном слое модели на возмущения в следе, поскольку их волновые характеристики близки. В то же время необходимо учитывать и то обстоятельство, что формирование следа за телом сопровождается неоднородностью течения в продольном направлении, что приводит к изменению дискретного спектра по волновым числам в непрерывный.

Цель данной работы – изучение развития искусственных возмущений в системе "пограничный слой на плоском участке пластины – пограничный слой на обратном клине (хвосте модели) за веером волн разрежения – след" при сверхзвуковой скорости набегающего потока.

**1. Постановка экспериментов.** Данные эксперименты проведены в аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН [18] при числе Маха набегающего потока  $M_\infty = 2.0$ , единичном числе Рейнольдса  $Re_{1\infty} = 5.4 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ , температуре торможения потока около 290 К.

В качестве основной модели (модель 1) использовалась теплоизолированная стальная симметричная плоская пластина (фиг. 1) длиной (от передней кромки до задней) 80 мм, толщиной 10 мм и шириной 200 мм, имеющая носик и корму в виде клина (корму – в виде обратного клина) с полууглом скоса  $14^\circ$  и притуплением передней и задней кромок 0.1 мм. Длина носика и кормовой части – 20 мм. Для проведения дополнительного эксперимента использовалась модель 2 (доработанная модель 1). У модели 2 (см. фиг. 1) корма имела вид обратного клина с полууглом скоса  $10^\circ$ . Соответственно длина кормовой части увеличилась с 20 до 28 мм, а длина центрального участка уменьшилась до 32 мм (на модели 1 она равнялась 40 мм). Других различий между первой и второй моделями не было.

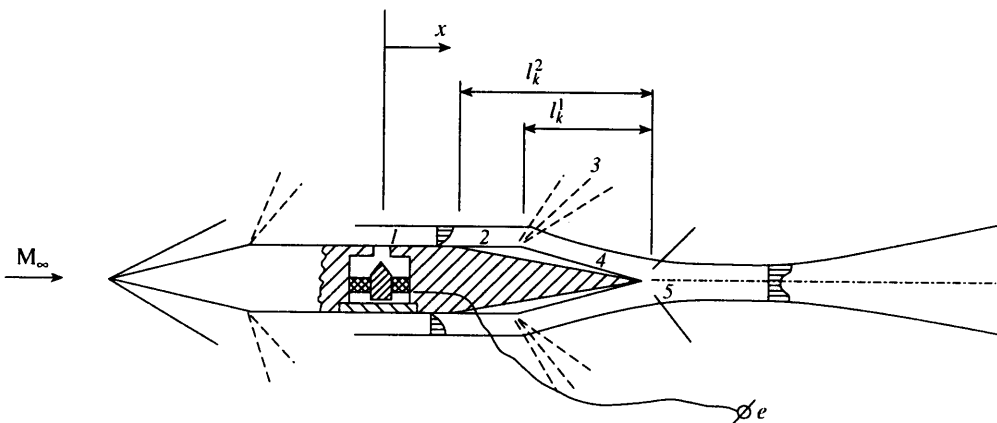
Пластина жестко крепилась к боковым стенкам рабочей части трубы и устанавливалась под нулевым углом атаки. Внутри модели в центре (по длине и ширине) был смонтирован источник контролируемых возмущений, аналогичный [15, 19]. Для создания возмущений использовался высокочастотный электрический разряд. Возмущения в пограничный слой проникали через отверстие диаметром 0.4 мм в 40 мм от передней кромки. При горении электрического разряда в пробойном промежутке между электродом и поверхностью модели (под отверстием на поверхности пластины) возникали пульсации давления и температуры, возмущающие пограничный слой через это отверстие. Конструкция и подробное описание источника приведены в [19]. От отверстия источника возмущений начинался отсчет продольной  $x$  и трансверсальной  $z$  координат.

Схема зажигания высокочастотного электрического разряда состояла из задающего генератора сигналов ГЗ-112/1, усилителя мощности, повышающего трансформатора и электродов (эта схема также описана в [19]). Процесс горения разряда контролировался по осциллографу С1-96.

В первом измеренном в пограничном слое сечении ( $x = 8$  мм) максимальная амплитуда возмущения превышала естественный фон примерно в 10 раз, а в следе – примерно в 2. В пограничном слое при  $x = 18$  мм (в конце плоской части модели) для  $z = 0$  амплитуда пульсаций (нормированная на среднюю величину массового расхода)  $A = 1.8\%$ , при этом развитие возмущений оставалось линейным (ни гармоник, ни субгармоник не наблюдалось). Представленные здесь результаты получены для пульсаций частотой  $f = 20$  кГц.

Для измерения возмущений использованы термоанемометр постоянного сопротивления и однониточный датчик из вольфрамовой нити диаметром 5 мкм и длиной 1.2 мм, изготовленные в ИТПМ СО РАН. Величина перегрева нити датчика была 0.8, вследствие этого можно утверждать, что фиксировались преимущественно пульсации массового расхода. В качестве частотного фильтра использовался селективный усилитель У2-8 с полосой пропускания 1%.

Исследования возмущений в пограничном слое модели и в следе за моделью 2 проведены в слое с максимальными пульсациями. Измерения в следе за первой



Фиг. 1. Модель и схема эксперимента: 1 – источник искусственных возмущений, 2 – пограничный слой на плоской пластине, 3 – веер волн разрежения, 4 – пограничный слой на обратном клине, 5 – след

моделью выполнены при  $E = \text{const}$ , где  $E$  – среднее напряжение в диагонали моста термоанемометра, равное среднему напряжению по измерениям в пограничном слое в конце модели (это соответствовало перемещению датчика по линии равного массового расхода).

Пулсационные и средние характеристики потока измерялись с помощью автоматизированной системы сбора данных [19], которой оборудована аэродинамическая труба Т-325. Пулсационное и среднее напряжения с термоанемометра записывались в ЭВМ (ДВК-3.2) с помощью десятиразрядных амплитудно-цифровых преобразователей с частотой отсчетов 1 МГц. Их запуск производился синхронно с генератором искусственно вводимых возмущений. Для увеличения отношения сигнал/шум осуществлялось синхронное суммирование осциллограмм сигнала по 200 реализациям. Длина каждой реализации по времени составляла 200 мкс. В процессе эксперимента контролировались осредненные осциллограммы пулсационного сигнала. Это позволяло достаточно точно определять границы введенного волнового пакета по  $z$ . В экспериментах измерялись осциллограммы в нескольких сечениях по  $x$ .

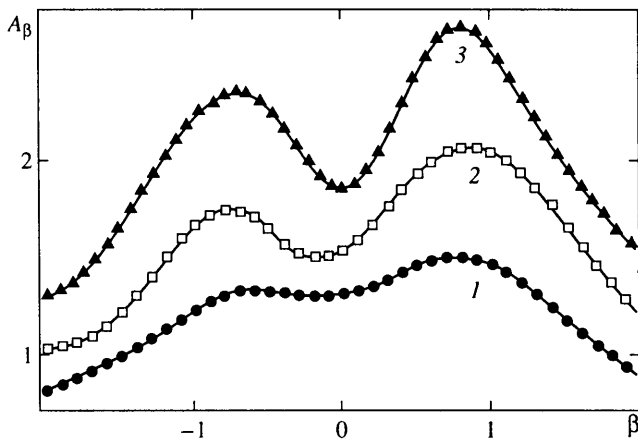
Полная спектральная обработка цифровых осциллограмм выполнялась на IBM PC. Для спектральной обработки экспериментальных данных использовалось дискретное Фурье-преобразование в виде

$$e_{\beta\omega}(x, y) = \frac{2}{N} \sum_{j,k} e(x, y, z_j, t_k) \exp(-i[\beta z_j - \omega t_k])$$

где  $e(x, y, z_j, t_k)$  – пулсационный сигнал с термоанемометра, осредненный по реализациям,  $N$  – количество точек в реализации,  $\omega = 2\pi f$  – круговая частота возмущения,  $\beta$  – волновое число в направлении  $z$ ,  $j$  – список по координате  $z$ ,  $k$  – список по времени. Амплитуда и фаза возмущений (в их обозначении опущен индекс  $\omega$ , поскольку селективный усилитель был настроен на одну частоту) находились по формулам

$$A_\beta = \{ \text{Re}^2[e_{\beta\omega}(x, y)] + \text{Im}^2[e_{\beta\omega}(x, y)] \}^{0.5}, \quad \Phi_\beta = \text{arctg} \left\{ \frac{\text{Im}[e_{\beta\omega}(x, y)]}{\text{Re}[e_{\beta\omega}(x, y)]} \right\}$$

Угол наклона фронта волны к основному потоку  $\chi = \text{arctg}[\beta/\alpha_r(\beta)]$ , где волновое число  $\alpha_r$  в направлении  $x$  определялось из соотношения  $\alpha_r(\beta) = \Delta\Phi_\beta(x)/\Delta x$  благодаря линейной зависимости  $\Phi_\beta(x)$ .



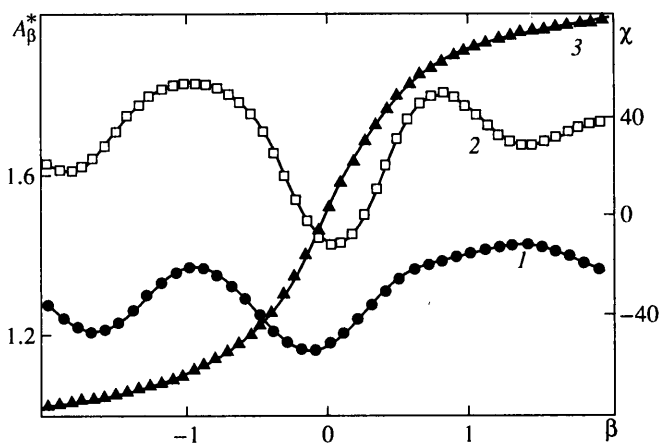
Фиг. 2. Амплитудные спектры  $A_\beta(\%)$  по  $\beta$  (рад/мм) на плоском участке модели: 1–3 –  $x = 8, 13$  и  $18$  мм

Фазовая скорость возмущений находилась по формуле  $c_x = \lambda_x f / U_e$ , где  $\lambda_x = 2\pi/\alpha_x$  – длина волны возмущения,  $U_e$  – скорость потока на границе слоя.

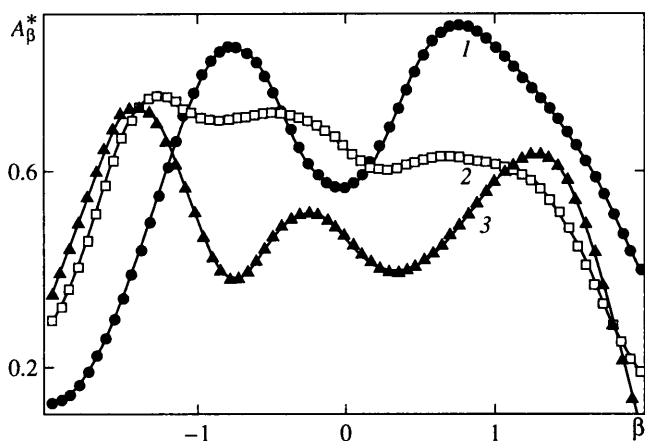
**2. Результаты.** В соответствии с условиями обтекания модели течение в пограничном слое имело неоднородности по потоку, связанные с двумя веерами волн разрежения. Первый веер располагался вблизи места перехода носового клина к центральному (плоскому) участку модели, второй – при переходе центрального участка к обратному клину. Для модели "конус–цилиндр" [14] обнаружено, что за веером волн разрежения давление устанавливается постоянным на расстоянии, равном 20 толщинам пограничного слоя. Для условий настоящих экспериментов это расстояние должно быть еще меньше. Таким образом, в данных экспериментах источник возмущений располагался в безградиентном (по  $x$ ) потоке. В этом случае следует ожидать развития возмущений на центральном участке модели аналогично данным экспериментов в пограничном слое на плоской пластине [14].

В данном исследовании развитие возмущений определялось условно на трех участках: 1) на центральном (плоском) участке пластины, 2) при прохождении через веер волн разрежения и на обратном клине, 3) в следе.

*Развитие возмущений на центральном (плоском) участке модели.* Для анализа характера развития введенного пространственного волнового пакета ( $f = 20$  кГц) выполнены измерения распределений по трансверсальной координате  $z$  пульсаций массового расхода в пограничном слое при  $x = 8, 13$  и  $18$  мм. Исследованная дистанция приблизительно соответствует одной длине волны возмущений. После обработки данных получены волновые амплитудно-фазовые спектры по  $\beta$  и дисперсионные зависимости  $\alpha_x(\beta)$  и  $\chi(\beta)$ . На фиг. 2 приведены амплитудные спектры  $A_\beta$  по  $\beta$  для  $x = 8, 13$  и  $18$  мм, обезразмеренные на среднюю величину массового расхода в точках измерения. Таким образом, показано, что на плоском участке модели, как и в случае плоской пластины [15], наиболее неустойчивы наклонные возмущения с  $\beta = \pm 1$  рад/мм. Несимметричность в спектрах вызвана свойствами источника возмущений, что подтверждается после нормировки амплитудных спектров по  $\beta$  на начальный (при  $x = 8$  мм) спектр. Это демонстрируется на фиг. 3, где приводятся примеры нормированных амплитудных спектров  $A_\beta^*$  для  $x = 13$  и  $18$  мм (кривые 1 и 2) в зависимости от  $\beta$ , а также дисперсионная зависимость  $\chi(\beta)$  (3), где  $\chi$  – угол наклона волны к потоку. Определено, что на участке  $x = 8$ – $18$  мм фазовая скорость распространения возму-



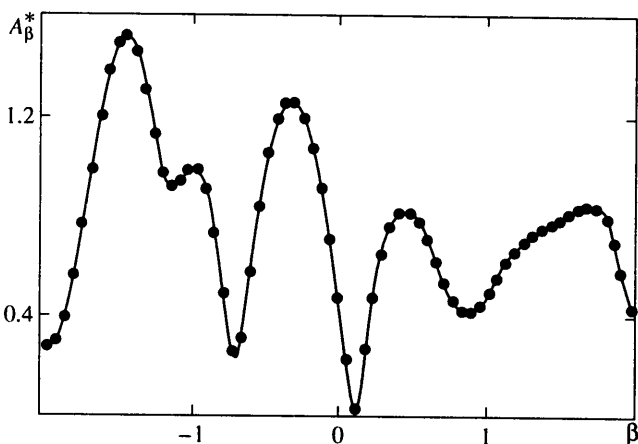
Фиг. 3. Нормированные (на спектр для  $x = 8$  мм) амплитудные спектры  $A_{\beta}^*$  по  $\beta$  (рад/мм) на плоском участке модели: 1, 2 –  $x = 13, 18$  мм, и дисперсионная зависимость 3 для  $x = 8-18$  мм



Фиг. 4. Нормированные (на спектр для  $x = 8$  мм) амплитудные спектры по  $\beta$  (рад/мм) на обратном клине: 1–3 –  $x = 25.2, 30$  и  $35$  мм

щений  $c_x \approx 0.55$ , волновое число в продольном направлении  $\alpha_x \approx 0.45$  рад/мм, а наиболее неустойчивы – наклонные возмущения с  $\chi \approx 60^\circ$ . Все полученные в пограничном слое на плоском участке модели данные хорошо согласуются с результатами аналогичных исследований на плоской пластине [12, 13, 15].

*Прохождение возмущений через веер волн разрежения и их эволюция на обратном клине.* Измерения распределений контролируемых пульсаций по  $z$  на обратном клине выполнены при  $x = 25.2, 30$  и  $35$  мм. Амплитудные спектры  $A_{\beta}^*$  по  $\beta$  для этих значений продольной координаты, нормированные на начальный спектр возмущений при  $x = 8$  мм, представлены на фиг. 4. Кривая 1 ( $x = 25.2$  мм) показывает существенную стабилизацию возмущений при прохождении через веер волн разрежения (т.е. при отрицательном градиенте давления). Это утверждение находится в полном соответствии с результатами теоретических исследований [20–23] и экспериментами на модели "конус–цилиндр" [14, 24]. В целом, на обратном клине после веера волн разреже-



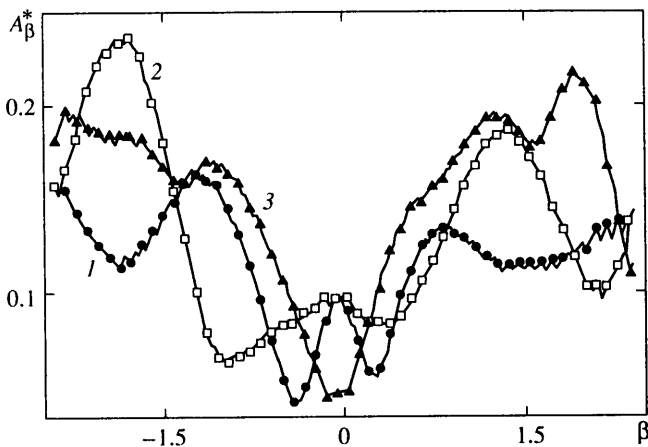
Фиг. 5. Нормированный (на спектр для  $x = 8$  мм) амплитудный спектр по  $\beta$  (рад/мм) в следе (модель 1) для  $x = 43$  мм

ний (в диапазоне  $x = 25.2$ – $35$  мм) наблюдается некоторое уменьшение уровня возмущений. Полученные данные соответствуют утверждениям [23, 24], что возникшая под воздействием поворота течения устойчивость сохраняется на больших расстояниях после его завершения, и выводу [14], что на некотором расстоянии от поворота течения возвратившийся к равновесному состоянию пограничный слой остается устойчивым. Однако важно заметить, что экспериментальные исследования [14, 24] проведены на модели "конус-цилиндр".

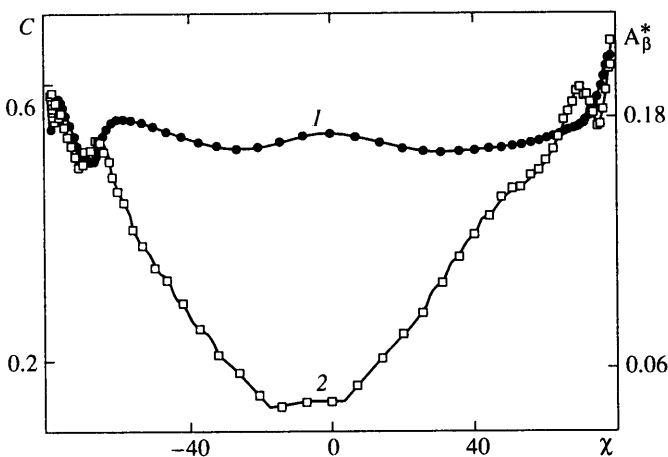
Как уже отмечалось выше, измерения распределений по  $z$  выполнены в максимуме контролируемых пульсаций поперек пограничного слоя. Если до поворота течения ( $x = 20$  мм) этот максимум находился при  $B = \rho U / (\rho_\infty U_\infty) = 0.9$ , то после излома модели – при  $B = 0.55$ . Получено, что течение однородно по  $z$  вплоть до  $x = 30$  мм, а при  $x = 35$  мм обнаружено существенное (до 5–10% относительно массового расхода в свободном потоке) искажение течения в трансверсальном направлении  $z$ , которое носило характер, близкий к периодическому. Эта периодичность соответствовала примерно 2 мм. Возможно, появление такой неоднородности по  $z$  было вызвано влиянием следа.

*Эволюция возмущений в следе.* Как показали измерения контролируемых пульсаций в ближнем следе за моделью, масштаб и уровень неоднородности течения в трансверсальном направлении оставались такими же, как и на обратном клине при  $x = 35$  мм. Измерения распределений по  $z$  выполнены при  $B = 0.55$ .

В нормированном амплитудном спектре  $A_\beta^*$  по  $\beta$  в следе при  $x = 43$  мм (фиг. 5) обнаружено появление дополнительных пиков. Полученные в этом же эксперименте данные при  $x = 48$  мм оказались искаженными, так как это сечение находилось в зоне сильного нелинейного развития возмущений в следе (а примерно при  $x = 53$  мм, как показали осциллограммы, в следе начинался переход). Поэтому было проведено дополнительное исследование на измененной модели (модели 2, с более коротким плоским участком пластины – 32 мм вместо 40 – и более длинным хвостом модели – 28 мм вместо 20) для того, чтобы более уверенно проследить развитие возмущений в следе. Такое изменение модели должно было их стабилизировать. Во-первых, как показано в [10], с ростом длины кормовой части пластины положение перехода в следе смещается вниз по потоку, при этом несколько повышается устойчивость следа. Во-вторых, уменьшение угла обратного клина (с 14 до 10°) и, естественно, угла поворота течения перед следом ведет к уменьшению интенсивности соответствующей



Фиг. 6. Нормированные (на спектр для  $x = 9$  мм) амплитудные спектры по  $\beta$  (рад/мм) в следе (модель 2): 1–3 –  $x = 41.5, 51.5$  и  $61.5$  мм



Фиг. 7. Фазовая скорость (1) и амплитуда волн (2) в зависимости от угла  $\chi$  (град) наклона волнового вектора к потоку в следе (модель 2)

щего скачка уплотнения, который может быть генератором возмущений (аналогично вееру волн разрежения, приводящему к росту звуковых колебаний [14, 24]). При уменьшении интенсивности скачка уплотнения соответственно могут ослабевать и генерируемые им возмущения. Таким образом, вышеуказанные факторы должны были привести при исследовании на модели 2 (и на самом деле привели) к значительному удлинению ламинарного участка развития возмущений в следе и к затягиванию перехода.

Амплитудные спектры  $A_\beta^*$  в следе за моделью 2 при  $x = 41.5, 51.5$  и  $61.5$  мм (фиг. 6), нормированные на волновой спектр при  $x = 9$  мм, показывают эволюцию возмущений в следе и отличаются от данных, представленных на фиг. 5. Во-первых, относительная амплитуда значительно (в 6–7 раз) меньше, чем для первой модели; во-вторых, спектры более гладкие, с меньшей модуляцией амплитуды. По-видимому, это связано с изменившимся характером течения, ставшим более устойчивым, и с меньшей его неоднородностью в трансверсальном направлении. Оценка фазовой скорости возму-

щений в следе ( $\lambda = 51.5\text{--}61.5$  мм) на фиг. 7 (кривая 1) в зависимости от угла наклона волнового вектора к потоку позволяет заключить, что в проведенных экспериментах преимущественно наблюдалась эволюция симметричной моды в следе, близкой по фазовым скоростям к собственным волнам сверхзвукового пограничного слоя. Кривая 2 зависимости амплитуды волн от угла наклона на фиг. 7 показывает, что наибольшую относительную амплитуду имеют возмущения с углами наклона свыше  $60^\circ$ . Более сложную эволюцию возмущений в следе за первой моделью можно связывать с большей неустойчивостью и неоднородностью течения. В принципе, в каком-то особом случае, последнее обстоятельство может приводить к сильной расстройке возмущений по волновым числам в продольном направлении и генерации квазидвумерной антисимметричной моды.

**Заключение.** При сверхзвуковой скорости набегающего потока экспериментально впервые изучено развитие искусственных возмущений в системе "пограничный слой на плоском участке пластины – пограничный слой на обратном клине (хвосте модели) за веером волн разрежения – след". Подтверждена значительная стабилизация возмущений при прохождении через веер волн разрежения вблизи места перехода от плоской пластины к обратному клину. Найдено, что возмущения в следе имеют сложную волновую структуру. Получено, что в сверхзвуковом следе присутствуют преимущественно трехмерные возмущения.

Авторы выражают глубокую благодарность А.Д. Косинову за чрезвычайно полезные обсуждения результатов работы.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Михалев А.Н. О влиянии числа Рейнольдса на параметры ближнего следа сверхзвуковых конусов // Физико-газодинамические баллистические исследования. Л.: Наука, 1980. С. 88–98.
2. Ковеня В.М., Лебедев А.С. Численное моделирование вязкого отрывного течения в ближнем следе // ПМТФ. 1989. № 5. С. 53–59.
3. Беренс. Исследование дальней части следа за цилиндрами при гиперзвуковых скоростях. Ч. 2. Устойчивость // Ракетная техника и космонавтика. 1968. Т. 6. № 2. С. 41–50.
4. Деметриадес А. Измерения при помощи термоанемометра в следах за тонкими телами, обтекаемыми гиперзвуковым потоком // Ракетная техника и космонавтика. 1964. Т. 2. № 2. С. 28–35.
5. Беренс, Коу. Экспериментальное исследование устойчивости следа за двумерными тонкими телами при гиперзвуковых скоростях // Ракетная техника и космонавтика. 1971. Т. 9. № 5. С. 102–111.
6. Беренс, Льюис, Уэбб. Развитие турбулентности в сверхзвуковых следах за клином // Ракетная техника и космонавтика. 1971. Т. 9. № 10. С. 230–232.
7. Маклафлин, Картер, Финстон и др. Экспериментальное исследование потока в сверхзвуковом следе за конусом при ламинарном режиме обтекания // Ракетная техника и космонавтика. 1971. Т. 9. № 3. С. 165–172.
8. Маклафлин. Экспериментальное исследование устойчивости ламинарного сверхзвукового следа за конусом // Ракетная техника и космонавтика. 1971. Т. 9. № 4. С. 191–199.
9. Лысенко В.И., Семенов Н.В. Устойчивость следа за плоской пластиной при сверхзвуковой скорости ее обтекания // ПМТФ. 1995. № 6. С. 55–59.
10. Лысенко В.И. Экспериментальное исследование развития возмущений в сверхзвуковом следе за плоской пластиной // Изв. РАН. МЖГ. 1996. № 4. С. 167–171.
11. Лысенко В.И. Экспериментальное исследование устойчивости следа за плоской пластиной при различных параметрах набегающего сверхзвукового потока // ПМТФ. 1996. № 4. С. 57–61.
12. Косинов А.Д., Маслов А.А. Развитие искусственно вызванных возмущений в сверхзвуковом пограничном слое // Изв. АН. МЖГ. 1984. № 5. С. 37–43.
13. Косинов А.Д., Маслов А.А., Шевельков С.Г. Экспериментальное исследование волновой структуры сверхзвукового пограничного слоя // ПМТФ. 1986. № 5. С. 107–112.



14. *Косинов А.Д., Маслов А.А., Шевельков С.Г.* Устойчивость сверхзвукового пограничного слоя за веером волн разрежения // ПМТФ. 1989. № 3. С. 113–117.
15. *Kosinov A.D., Maslov A.A., Shevelkov S.G.* Experiments on the stability of supersonic laminar boundary layers // J. Fluid Mech. 1990. V. 219. P. 621–633.
16. *Lees L., Gold H.* Stability of laminar boundary layers and wakes at hypersonic speeds. Pt 1. Stability of laminar wakes // Fundamental Phenomena in Hypersonic Flow: Proc. Intern. Symp. N.Y.: Cornell Univ. Press, 1996. P. 310–339.
17. *Chen J.H., Cantwell B.J., Mansour N.N.* The effect of Mach number on the stability of a plane supersonic wake // Phys. Fluids A. 1990. V. 2. № 6. P. 984–1004.
18. *Багаев Г.И., Лебизга В.А., Приданов В.Г. и др.* Сверхзвуковая аэродинамическая труба Т-325 с пониженной степенью турбулентности // Аэрофизические исследования. Новосибирск: Ин-т теорет. и прикл. механики СО АН СССР, 1972. С. 11–13.
19. *Kosinov A.D., Semionov N.N., Shevelkov S.G.* Investigation of supersonic boundary layer stability and transition using controlled disturbances // International Conference on the Methods of Aerophysical Research. Proceedings, Pt 2. Novosibirsk, 1994. P. 159–166.
20. *Гапонов С.А., Маслов А.А.* Устойчивость сверхзвукового пограничного слоя с градиентом давления и отсасыванием // Развитие возмущений в пограничном слое. Новосибирск: Ин-т теорет. и прикл. механики СО АН СССР, 1979. С. 95–103.
21. *Лысенко В.И.* Характеристики устойчивости сверхзвукового пограничного слоя и их связь с положением перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1985. Вып. 1. № 4. С. 79–86.
22. *Лысенко В.И.* О роли первой и второй мод возмущений в процессе перехода сверхзвукового пограничного слоя // ПМТФ. 1985. № 6. С. 58–62.
23. *Гапонов С.А., Петров Г.В.* Устойчивость сверхзвукового пограничного слоя при повороте течения // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1987. Вып. 5. № 18. С. 25–29.
24. *Гапонов С.А., Косинов А.Д., Маслов А.А. и др.* О влиянии веера волн разрежения на развитие возмущений в сверхзвуковом пограничном слое // ПМТФ. 1992. № 2. С. 52–55.

Новосибирск  
E-mail: [gaponov@itam.nsc.ru](mailto:gaponov@itam.nsc.ru)

Поступила в редакцию  
20.II.2001