

УДК 532.526

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ГИПЕРЗВУКОВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА МОДЕЛИ КОНУСА С ЮБКЕЙ

А. Н. Шиплюк

Институт теоретической и прикладной механики СО РАН, 630090 Новосибирск

Экспериментально исследуется устойчивость гиперзвукового течения в области ламинарного отрыва пограничного слоя на конусе с юбкой при числе Маха $M = 5,92$. Изучено развитие естественных возмущений и искусственных волновых пакетов в пограничном слое и области отрыва. Показано, что в отрывной зоне усиливаются преимущественно высокочастотные возмущения, наиболее неустойчивыми являются волны с углом распространения к направлению потока, близким к 60° . Обнаружено, что линии отрыва и присоединения являются генераторами двумерных возмущений.

Введение. Обтекание летательных аппаратов гиперзвуковым потоком сопровождается образованием интенсивных ударных волн, которые формируются не только на носовой части фюзеляжа и передней кромке крыла, но и на отклоненных органах управления, поверхностях сжатия воздухозаборников и т. д. Ударные волны могут взаимодействовать с пограничным слоем на поверхности аппарата. Возникающий при этом большой положительный градиент давления существенно влияет на структуру и характеристики пограничного слоя и может вызывать появление ламинарных отрывных зон. В связи с этим представляет интерес изучение влияния ламинарного отрыва на устойчивость и переход в гиперзвуковом пограничном слое. Кроме того, воздействие градиентов давления, определяемых формой поверхности, на развитие неустойчивости позволяет пассивно управлять пограничным слоем. Имеющиеся экспериментальные работы посвящены в основном исследованию влияния взаимодействия ударной волны с пограничным слоем, а также градиента давления на среднее течение в ламинарном, переходном и турбулентном режимах.

Влияние градиента давления на устойчивость сжимаемого пограничного слоя численно исследовалось в [1]. Обнаружено, что благоприятный градиент давления оказывает стабилизирующее воздействие на возмущения второй моды. Оно проявляется в уменьшении максимального значения коэффициента роста и сдвиге его в область более высоких частот, что приводит к уменьшению частотного диапазона нарастающих возмущений. Теоретическое исследование влияния благоприятного и неблагоприятного градиентов давления на устойчивость сжимаемого пограничного слоя выполнено в [2]. В частности, показано, что эффективность использования благоприятного градиента давления для управления ламинарным течением уменьшается при гиперзвуковых числах Маха. Кроме того, трехмерные волны первой моды намного более неустойчивы при наличии неблагоприятного градиента давления, чем двумерные волны первой моды.

Экспериментальное исследование сверхзвукового пограничного слоя на модели конуса с углом сжатия выполнено в [3] при $M = 2$. В условиях ламинарного отрыва пограничного слоя методом искусственных волновых пакетов показано, что амплитуда волн растет

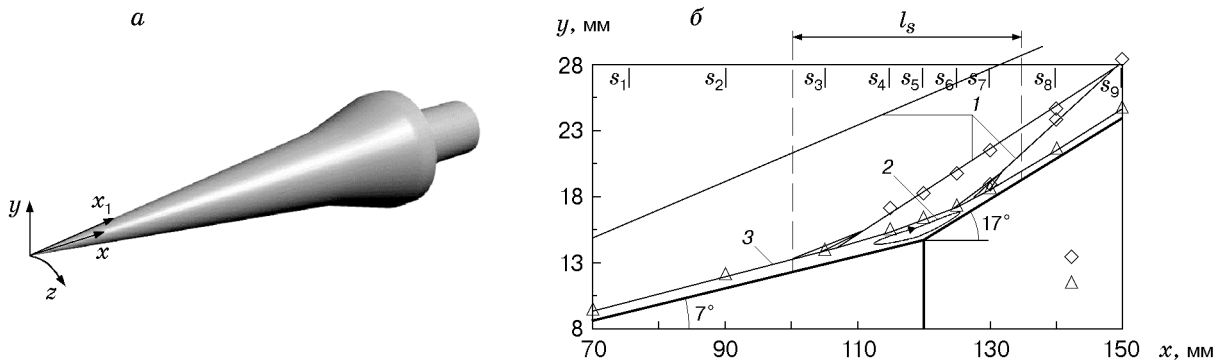


Рис. 1. Схема модели (а) и картина течения (б):

1 — ударные волны, 2 — зона отрыва, 3 — граница пограничного слоя

фактически для всех углов наклона волн к направлению потока. При этом максимальный рост наблюдается при больших углах наклона по сравнению со случаем конуса без угла сжатия.

Анализ результатов работы [4], в которой обнаружены вихри Гёртлера, образующиеся при падении ударной волны на ламинарный пограничный слой, показывает, что необходимо более тщательно исследовать характеристики возмущений и выяснить, развитие каких возмущений приводит к ламинарно-турбулентному переходу.

Измерения только спектров естественных пульсаций не позволяют разделять возмущения, присутствующие в пограничном слое, и исследовать характеристики каждого из них. Это затрудняет сравнение экспериментальных данных с результатами расчетов. Пространственные характеристики возмущений в гиперзвуковом пограничном слое, полученные с использованием корреляционных измерений, изучены в [5, 6]. Более предпочтительным методом исследования устойчивости является метод искусственных волновых пакетов, разработанный в Институте теоретической и прикладной механики СО РАН (ИТПМ) для сверхзвукового пограничного слоя [7]. Этот метод использован в настоящей работе для изучения пространственной структуры возмущений в гиперзвуковом пограничном слое.

Данная работа является продолжением экспериментальных исследований характеристик гиперзвукового течения на конусе с юбкой [8]. На модели, представляющей собой конус с полууглом раствора 7° и углом сжатия 10° , исследована структура среднего течения, измерены средние и пульсационные характеристики пограничного слоя вблизи зоны отрыва при числе Маха $M_\infty = 5,92$ и единичном числе Рейнольдса $Re_1 \simeq 12,5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. Размеры, геометрия модели и картина течения показаны на рис. 1 (l_s — протяженность зоны отрыва). На данной модели при указанных параметрах потока реализуется ламинарный отрыв пограничного слоя. После прохождения потоком линии присоединения характер изменения средних параметров течения в пограничном слое свидетельствует о начале турбулизации течения. Основная доля энергии возмущений в пограничном слое и сдвиговом слое над зоной отрыва сосредоточена в узкой области, расположенной вблизи верхней границы вязкого слоя. Показано, что отрыв сильно снижает устойчивость ламинарного течения и приводит к его быстрой турбулизации. В настоящей работе исследуется распространение искусственных волновых пакетов в таком течении. Получена подробная информация о характеристиках и развитии отдельных волн в спектре возмущений и выполнено сопоставление с результатами измерений естественных возмущений.

Экспериментальная установка. Эксперименты проводились в гиперзвуковой аэродинамической трубе Т-326 ИТПМ СО РАН. Характеристики потока соответствовали условиям [8] ($M_\infty = 5,92$, $T_0 = 390 \text{ К}$, $P_0 = 1,01 \text{ МПа}$, $Re_1 = 12,5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$). Аэродинамическая

труба Т-326 [9] является установкой эжекторного типа с выхлопом в атмосферу. Продолжительность пуска установки определяется режимом работы и достигает 20 мин при установке сопла, рассчитанного на число Маха $M = 6$. Рабочая часть трубы Т-326 представляет собой камеру со свободной струей, диаметр ядра потока 180 мм. Во избежание конденсации воздух подогревался электрическим нагревателем. В условиях экспериментов неравномерность поля скоростей не превышала 0,7%. В течение каждого эксперимента давление P_0 и температура T_0 в форкамере измерялись и поддерживались постоянными с точностью до 0,5%. Уровень пульсаций массового расхода в условиях эксперимента составлял примерно 1%.

Аэродинамическая труба Т-326 оборудована трехкомпонентным координатным устройством, которое перемещает однокомпонентное микрокоординатное устройство с укрепленным на нем датчиком (термоанемометром либо трубкой Пито). Погрешность установки основного координатного устройства по координатам x , y , z составляет 0,1 мм. Микрокоординатное устройство служит для перемещения датчика в пограничном слое по нормали к поверхности модели с точностью до 0,01 мм. Для облегчения запуска аэродинамической трубы и во избежание разрушения датчиков нестационарными нагрузками ввод в поток модели и координатных устройств вместе с датчиком осуществлялся после запуска аэродинамической трубы.

Модель. Модель представляет собой конус с полууглом раствора 7° и углом юбки 17° (рис. 1). Длина носового конуса 120 мм, длина юбки 33,6 мм, полная длина модели 165,6 мм. Радиус затупления носка модели не превышал 0,01 мм. Погрешность установки модели по углам атаки и скольжения составляла 0,06 и $0,03^\circ$ соответственно [8]. Модель оборудована источником искусственных возмущений, который устанавливался внутри нее на расстоянии 60 мм от носика. Источником возмущений являлся высокочастотный тлеющий электрический разряд. Конструкция источника сходна с описанной в [7]. Возмущения вводились в пограничный слой из разрядной камеры через отверстие на поверхности модели диаметром 0,4 мм. Для питания разрядника использовался генератор, который вырабатывал переменное синусоидальное напряжение с амплитудой до 1000 В. В ходе эксперимента амплитуда пульсаций напряжения на электродах поддерживалась постоянной, что обеспечивалось стабилизацией питания генератора [10]. Вращение модели вокруг продольной оси при помощи механизма, обеспечивающего погрешность поворота не более $0,1^\circ$, позволяло исследовать развитие искусственного волнового пакета в трансверсальном направлении.

Измерительные методы. Для исследования развития естественных и искусственных возмущений в пограничном слое использовался термоанемометр постоянного тока ТПТ-4, изготовленный в ИТПМ. Применение датчиков, изготовленных из вольфрамовой проволоки диаметром 5 мкм и длиной 1,3 мм, обеспечивало работу термоанемометра при частоте до 200 кГц. Положение датчика термоанемометра относительно поверхности модели определялось по электрическому контакту после введения ее в поток, для чего датчик временно отключался от термоанемометра. При измерении распределения средних и пульсационных характеристик поперек пограничного слоя датчик перемещался в направлении от стенки модели с шагом 0,05 мм.

В ходе эксперимента переменный и постоянный электрические сигналы с выхода термоанемометра преобразовывались в цифровые двухканальным 10-битным аналого-цифровым преобразователем и записывались в память персонального компьютера. При исследовании естественных возмущений в каждой точке измерений записывались 400 реализаций по 512 отсчетов. Для получения спектров пульсаций переменный сигнал термоанемометра оцифровывался с частотой 333 кГц, что позволяло проводить спектральный анализ в диапазоне частот 650 Гц — 166 кГц с разрешением 650 Гц. Чтобы исключить возможный паразитный эффект сигналов с более высокой частотой, использовался фильтр

низких частот, который отрезал сигналы с частотой выше 166 кГц. Определение шумов термоанемометра постоянного тока проводилось следующим образом: выключалось питание измерительного моста, и измерялся сигнал на выходе термоанемометра, который и представляет собой электронный шум. Так как пульсации потока и шум термоанемометра некоррелированы, шум вычитался из измеренного сигнала как случайная величина.

В экспериментах с искусственными возмущениями переменный сигнал термоанемометра проходил через узкополосный фильтр с полосой пропускания 1%, настроенный на частоту источника возмущений. При этом отношение сигнал/шум значительно увеличивалось, так как полоса пропускания 1% соответствует осреднению 100 периодов пульсаций. Постоянная и переменная составляющие сигнала термоанемометра оцифровывались с частотой 1 МГц. Для исключения случайных пульсаций и выделения сигнала искусственных возмущений временные осциллограммы обрабатывались методом синхронного осреднения по ансамблю. Для этого осциллограммы (256 отсчетов) записывались синхронно с зажиганием электрического разряда и суммировались 1000 раз. Применение этого метода позволило многократно увеличить отношение сигнал/шум и выделить сигнал от искусственного возмущения несмотря на его малую амплитуду.

Обработка данных. Термоанемометр постоянного тока широко используется в исследованиях сверхзвуковых потоков. Известно, что пульсации массового расхода в сверхзвуковом пограничном слое много больше пульсаций температуры торможения, а коэффициенты чувствительности для массового расхода F и температуры торможения примерно одного порядка для использованных в работе значений перегрева $a_w = 0,5 \div 0,8$ [11]. Поэтому можно считать, что в данном случае датчик термоанемометра чувствителен только к пульсациям массового расхода. При определении этих пульсаций использованы результаты работы [12]. Процедура обработки результатов измерений подробно описана в [13].

Для определения амплитуды A и фазы Φ искусственных возмущений в ходе эксперимента выполнялось дискретное фурье-преобразование осредненных временных осциллограмм пульсаций массового расхода m :

$$A(x, z)e^{i\Phi(x, y, z)} = \frac{2}{N} \sum_{j=1}^N m(x, z, t_j)e^{-i\omega t_j}.$$

Для получения спектров по трансверсальному волновому числу β выполнялся дискретный фурье-анализ:

$$A(\beta)e^{i\varphi(\beta)} = \int_{-z_0}^{z_0} A(z)e^{i\varphi(z)}e^{-i\beta z} dz,$$

где z_0 — поперечная координата, соответствующая границе волнового пакета.

В силу того что изучаемое течение является достаточно сложным, а количество исследованных сечений ограничено, провести полный спектральный анализ в продольном направлении не представляется возможным. Для получения фазовых скоростей волн с различными углами наклона применялась упрощенная методика. Фаза изменялась линейно по x для всех β , поэтому продольное волновое число α_r находилось по линейной аппроксимации зависимости $\varphi(x, \beta) = \alpha_r(\beta)x + C$. Нормированная фазовая скорость возмущений определялась как $C_x(\chi) = \lambda f/U_e$, где $\chi = \arctg(\beta/\alpha_r)$ — угол между волновым вектором и направлением основного потока; U_e — скорость на границе пограничного слоя; $\lambda = 2\pi/\alpha_r$ — длина волны возмущения. Следует отметить, что такие оценки имеют интегральный характер, поэтому можно сделать только приблизительные выводы о структуре волнового пакета.

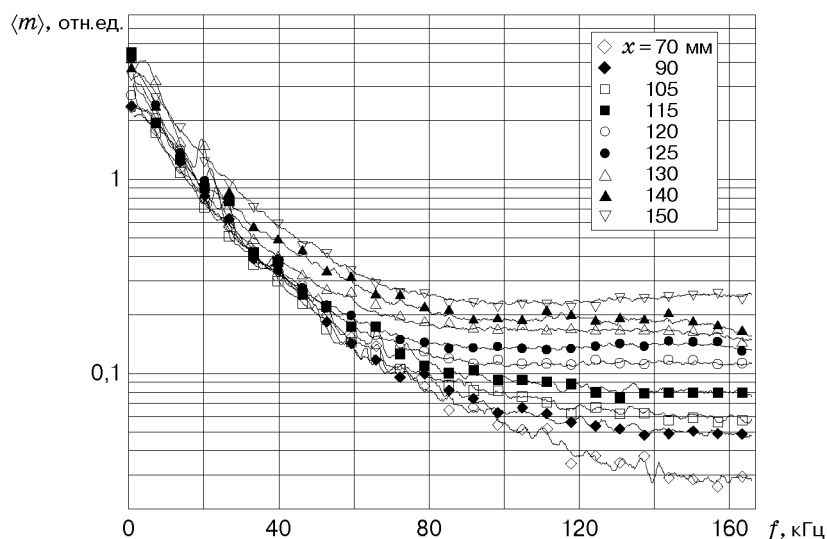


Рис. 2. Спектры естественных возмущений в максимумах пульсаций

Результаты измерения естественных возмущений. Характеристики естественных пульсаций измерялись в их максимумах, расположенных у внешней границы сдвигового слоя, в сечениях S_1 – S_9 (рис. 1). Выбор положений измерительных сечений проводился в [8]. Для этих сечений получены профили скорости и интегральных пульсаций. На рис. 2 показаны спектры $\langle m \rangle$ в диапазоне частот 650 Гц — 166 кГц для девяти сечений, измеренные в максимумах пульсаций. В соответствии с характером полученной зависимости пульсации могут быть разделены на три области: низкочастотную (менее 20 кГц), среднечастотную (20–80 кГц) и высокочастотную (более 80 кГц). Низкочастотные пульсации в области отрыва увеличиваются незначительно (приблизительно в 1,5 раза). Пульсации в области средних частот практически не меняются. Высокочастотные пульсации в области отрыва увеличиваются значительно (примерно в 5 раз). Граница между среднечастотными и высокочастотными пульсациями непостоянна и постепенно смещается в область более низких частот. После присоединения потока ($x = 140; 150$ мм) пульсации всех частот увеличиваются, и вертикальные профили интегральных пульсаций наполняются [8], что указывает на начало турбулизации пограничного слоя. На рис. 2 видно, что доля высокочастотных возмущений мала, поэтому полученные в [8] профили интегральных пульсаций определяются в основном интенсивностью низкочастотных возмущений.

Искусственные волновые пакеты. Как следует из результатов исследования развития естественных возмущений [8] и данных других работ (см., например, [14]), в гиперзвуковом пограничном слое основная энергия пульсаций сосредоточена в узкой области вблизи верхней границы пограничного слоя (так называемом критическом слое). Поэтому пространственные распределения характеристик искусственных возмущений исследовались только в окрестности этого слоя. В каждом сечении датчик устанавливался на расстоянии от стенки, соответствующем максимальному значению переменной составляющей сигнала термоанемометра. Затем модель поворачивалась вокруг продольной оси с шагом 3° , и записывались распределения амплитуды и фазы сигнала по углу вращения модели θ . Таким образом, в девяти сечениях получены распределения амплитуды и фазы возмущений по трансверсальной координате z . Близость сечения S_1 ($x = 70$ мм) к источнику возмущений, расположенному на расстоянии $x = 60$ мм, не позволяла проводить измерения с приемлемой точностью из-за большого уровня электрических наводок на датчик термоанемометра от электрического разряда в источнике. Поэтому данные получены в сечении S'_1 ($x = 76$ мм).

Искусственные возмущения вводились на частоте 40 кГц, которая согласно результатам измерений спектров естественных возмущений соответствует области средних частот естественных возмущений (20–80 кГц). Продолжительность эксперимента в аэродинамической трубе Т-326 не позволяла провести исследования во всех сечениях в течение одного пуска, поэтому измерения выполнялись в два этапа: в сечениях S_1 – S_5 и S_5 – S_9 . Из-за ограниченного времени работы трубы измерения проводились в диапазоне углов поворота модели $-5^\circ < \theta < \theta_0$. Результаты обработки данных о распределении амплитуды и фазы симметризовались относительно угла θ . Угол θ отсчитывается от образующей, на которой расположено отверстие источника. Из результатов измерений в диапазоне углов $-\theta_0 < \theta < \theta_0$ следует, что трансверсальные распределения амплитуды и фазы в волновом пакете почти симметричны и процедура симметризации не вносит существенной погрешности в результаты обработки. Значение θ_0 определялось из условия $A_{\theta_0} = 0,03A_{\max}$. Для проведения спектрального анализа по β распределения амплитуды $A(\theta)$ и фазы $\Phi(\theta)$ были пересчитаны в зависимости $A(z)$ и $\Phi(z)$, где z — трансверсальная координата, отсчитываемая вдоль линии относительного перемещения датчика ($z_{\theta=0} = 0$). В предварительных измерениях получено, что среднее и пульсационное напряжения на датчике термоанемометра не зависят от трансверсальной координаты, т. е. в данном течении отсутствуют продольные вихри типа вихрей Гёртлера.

Следует отметить, что в сечениях S_4 – S_7 не удается определить границу волнового пакета по приведенному выше критерию малости амплитуды. По-видимому, это связано с наличием зоны отрыва и достаточно сложным характером развития возмущений внутри нее. В указанных сечениях при приближении к границе волнового пакета фазы пульсаций хаотичны. При проведении спектрального анализа по поперечным волновым числам граница волнового пакета в этих сечениях определялась из условия гладкости распределения фазы сигнала по z . Данное допущение не вносило значительной погрешности при обработке данных, так как амплитуда пульсаций на границе волнового пакета намного меньше, чем в центре.

Поскольку источник возмущений не мог работать непрерывно, на время перемещения датчика между сечениями он отключался. Это не позволяло гарантировать воспроизводимость амплитуды вводимых возмущений при измерениях в различных сечениях. Поэтому в каждом сечении распределение амплитуды нормировалось соответствующим максимальным значением A_{\max} . Распределения нормированных амплитуд и фаз искусственных возмущений по трансверсальной координате z приведены на рис. 3. (В силу симметрии на рис. 3, 4 распределения амплитуд приведены только для отрицательных значений z , распределения фаз — только для положительных.) Видно, что в волновом пакете преобладают наклонные волны, причем угол наклона увеличивается вниз по потоку.

Пространственные амплитудные и фазовые спектры по трансверсальному волновому числу β вычислены для всех сечений по методике, изложенной выше. Полученные распределения представлены на рис. 4. Видно, что источник генерирует волновой пакет с большой долей волн с малыми углами наклона. Затем двумерная волна ($\beta \approx 0$) быстро затухает, и главную роль начинают играть наклонные волны. Волна, распространяющаяся под углом, близким к 60° ($\beta \simeq 0,7$), начинает доминировать уже во втором сечении и обнаруживается в волновых спектрах всех последующих сечений. Необходимо отметить, что плоская волна вновь появляется в волновом спектре в сечении S_4 , расположенном непосредственно за линией отрыва. Это свидетельствует о том, что круговая линия отрыва является генератором двумерных возмущений. В процессе развития волнового пакета в сдвиговом течении над зоной отрыва плоская волна быстро затухает, и волны с углом наклона, близким к 60° , вновь начинают преобладать. Для сечений, расположенных за линией присоединения, в амплитудных спектрах наблюдается пик, соответствующий волне,

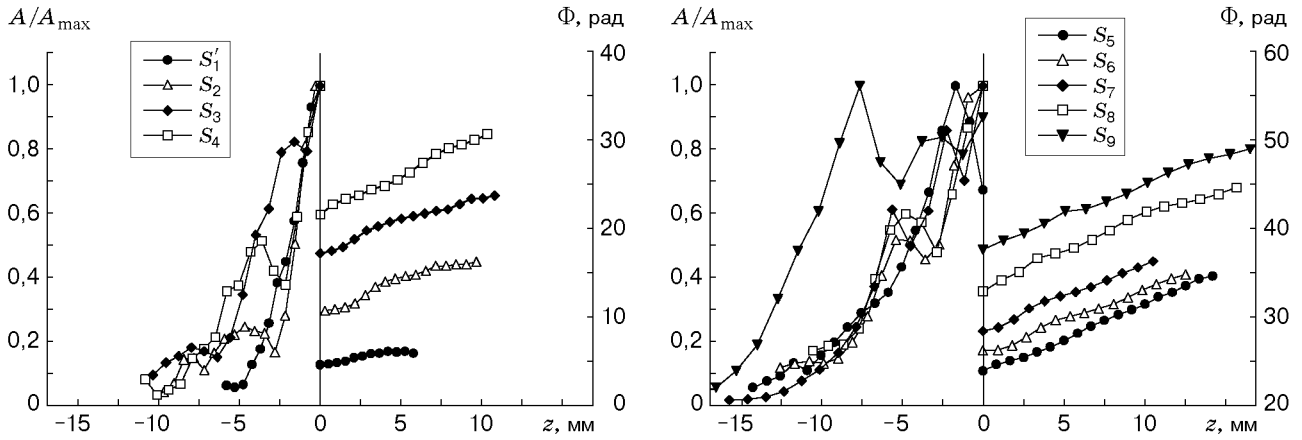


Рис. 3. Трансверсальные распределения амплитуды и фазы искусственных возмущений

распространяющейся под углом, близким к 75° . Рост амплитуды волн со значительными углами наклона характерен для субгармонического резонанса на стадии нелинейного взаимодействия возмущений [15]. В сечении S_9 наблюдается разрушение волнового пакета, о чем свидетельствует появление дополнительных пиков в амплитудном и фазовом спектрах.

На рис. 5 представлена зависимость нормированной продольной фазовой скорости возмущений C_x/U_e от χ для трех областей течения: до отрыва, в зоне отрыва и после присоединения. Для нормировки использовались значения скорости на границе пограничного слоя U_e , полученные в [8]. Точки — результаты измерений, сплошные линии — зависимости максимальной скорости распространения акустических возмущений от угла наклона волнового вектора $C_x/U_e = 1 - 1/(M_e \cos \chi)$. Согласно линейной теории устойчивости акустические возмущения с продольной фазовой скоростью, лежащей выше этих кривых, не могут существовать.

Ограниченное количество экспериментальных сечений в продольном направлении не позволило выполнить пространственный спектральный анализ в этом направлении. Поэтому на рис. 5 представлены осредненные зависимости фазовой скорости присутствующих возмущений, как вихревых, так и акустических, от χ . Соответственно углы наклона волн χ определялись по значениям α_r , вычисленным по зависимостям $C_x(\beta)$. По различиям фазовых скоростей акустических и вихревых волн (рис. 5) можно судить об их присут-

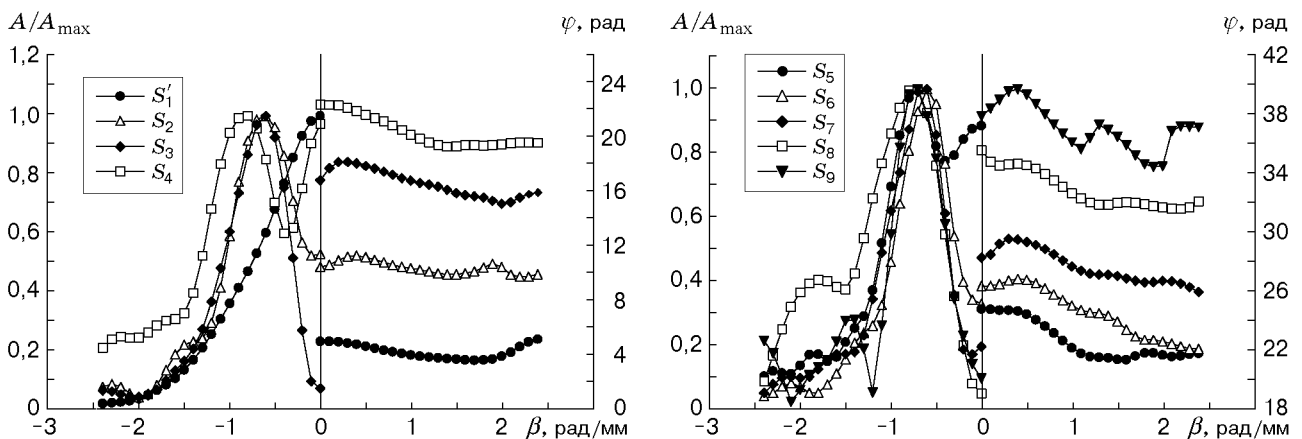


Рис. 4. Амплитудные и фазовые спектры искусственных возмущений

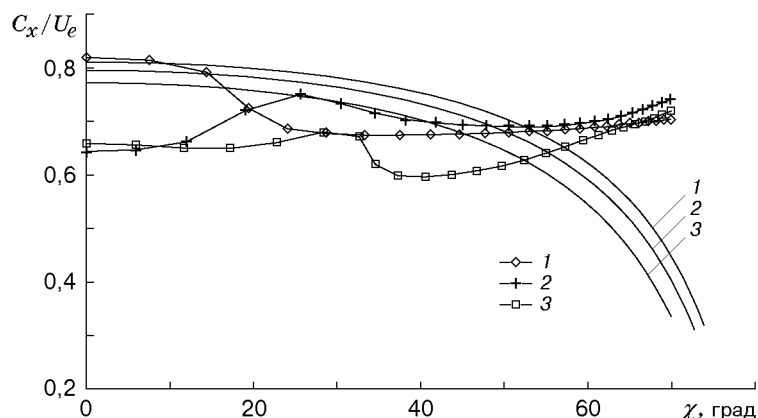


Рис. 5. Зависимость нормированной продольной фазовой скорости C_x/U_e искусственных возмущений от угла наклона волнового вектора χ для трех областей течения:

1 — до отрыва, 2 — в зоне отрыва, 3 — после присоединения; сплошные линии — расчет по формуле $C_x/U_e = 1 - 1/(M_e \cos \chi)$, точки — результаты измерений

ствии в волновом пакете. Вблизи источника при малых ($\chi < 10^\circ$) и больших ($\chi > 55^\circ$) углах наклона преобладают волны Толлмина — Шлихтинга, акустические волны доминируют при углах $10^\circ < \chi < 55^\circ$. В отрывной зоне и после присоединения во всем диапазоне углов до $\chi = 55^\circ$ преобладают акустические волны. При этом их доля значительно увеличивается на малых углах наклона ($\chi < 20^\circ$), а в диапазоне углов $20^\circ < \chi < 55^\circ$ возрастает доля волн Толлмина — Шлихтинга. Продольная фазовая скорость волн с углами $\chi > 55^\circ$ практически не меняется.

Выводы. Показано, что нарастание естественных возмущений пограничного слоя зависит от частоты. Наиболее неустойчивыми являются возмущения с частотой более 80 кГц. В исследуемом течении не обнаружено продольных вихрей.

В случае искусственно вводимых возмущений с частотой 40 кГц наиболее неустойчивыми являются волны с углом наклона 60° . Обнаружено, что линии отрыва и присоединения течения являются генераторами двумерных возмущений. В области углов наклона волн менее 55° доминируют акустические возмущения, в то время как при больших углах наклона преобладают возмущения вихревой природы.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Malik M. R.** Prediction and control of transition in hypersonic boundary layers. N. Y., 1987. (Paper / AIAA; N 87-1414).
2. **Zurigat Y. H., Nayfeh A. H., Masad J. A.** Effect of pressure gradient on the stability of compressible boundary layers. N. Y., 1990. (Paper / AIAA; N 90-1451).
3. **Kosinov A. D., Shevelkov S. G.** Experimental investigation of separation and stability of supersonic laminar boundary layer // Proc. of the IUTAM Symp. on separated flows and jets, Novosibirsk, USSR, July 9–13, 1990. Berlin; Heidelberg: Springer-Verlag, 1991. P. 741–745.
4. **Henckels A., Kreins A. F., Maurer F.** Experimental investigation of hypersonic shock-boundary layer interaction // Z. Flugwiss. Weltraumforsch. 1993. N 17. S. 177–124.
5. **Kimmel R., Demetriades A., Donaldson J.** Space-time correlation measurements in a hypersonic transitional boundary layer. N. Y., 1995. (Paper / AIAA; N 95-2292).
6. **Маслов А. А., Миронов С. Г., Шиплюк А. Н.** Волновые процессы в гиперзвуковом ударном слое на пластине // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 1998. № 5. С. 162–168.

7. **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.
8. **Шиплюк А. Н.** Экспериментальное исследование ламинарного отрыва на конусе с юбкой при гиперзвуковых скоростях // Теплофизика и аэромеханика. (В печати.)
9. **Григорьев В. Д., Клеменков Г. П., Пирогов А. И., Яковлева Н. В.** Гиперзвуковая аэродинамическая труба Т-326 ИТПМ. Методическое исследование полей скорости и температур: Отчет / Ин-т теорет. и прикл. механики СО АН СССР; № 1129. Новосибирск, 1980.
10. **Maslov A. A., Sidorenko A. A., Shipluk A. N.** On an experimental technique for the study of hypersonic boundary layer stability // Proc. of the Intern. conf. “Methods of aerophysical research”, Novosibirsk, Sept. 2–6, 1996. Novosibirsk: Inst. Theoret. Appl. Mech., 1996. V. 2. P. 175–179.
11. **Bestion D., Gavigilo J.** Comparison between constant-current and constant-temperature anemometers in high speed flows // Rev. Sci. Instrum. 1983. V. 54. P. 1513–1524.
12. **Зиновьев В. Н., Лебига В. А.** Термоанемометрические измерения в сжимаемых потоках // Изв. АН СССР. Сер. техн. наук. 1990. № 5. С. 22–31.
13. **Maslov A. A., Shipluk A. N., Sidorenko A. A., Tran Ph.** Study related to hypersonic boundary layer stability on a cone with a flare. Novosibirsk, 1997. (Prepr./ Inst. Theoret. Appl. Mech.; N 16-97).
14. **Stetson K. F., Kimmel R. L.** On hypersonic boundary layer stability. N. Y., 1992. (Paper / AIAA; N 92-0737).
15. **Kosinov A. D., Semenov N. V., Shevelkov S. G., Zinin O. I.** Experiments of the nonlinear instability and transition using controlled disturbances // Proc. of the IUTAM Symp. on nonlinear instability of nonparallel flows, Potsdam; N. Y., USA, July 26–31, 1993. Berlin; Heidelberg: Springer-Verlag, 1994. P. 196–205.

*Поступила в редакцию 26/VI 2000 г.,
в окончательном варианте — 25/XII 2000 г.*
