

## **РАЗВИТИЕ ИСКУССТВЕННО ВЫЗВАННЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ**

**КОСИНОВ А. Д., МАСЛОВ А. А.**

Вопросы устойчивости сверхзвуковых пограничных слоев изучаются теоретически уже на протяжении более 30 лет (см., например, обзоры [1, 2]). К последним достижениям можно отнести разработку методов учета слабой непараллельности в течениях типа пограничного слоя [3–5]. В экспериментальных работах, как правило, исследуется развитие естественных возмущений. Недостаток таких работ – отсутствие полной пространственной характеристики волнового поля возмущений в пограничном слое. Поэтому при сопоставлении теории и эксперимента можно ожидать только качественного соответствия [6]. Более точное количественное сравнение можно получить при изучении контролируемых искусственных возмущений в пограничном слое. С использованием подобной методики для дозвуковых скоростей получены новые результаты [7].

Первые экспериментальные исследования устойчивости сверхзвукового пограничного слоя с искусственными возмущениями выполнены в [8, 9]. В качестве источника возмущений использовались механические устройства типа «спирена». В этих экспериментах не контролировался фронт возмущений, что не позволяет однозначно трактовать многие результаты.

В работе [10] пограничный слой на плоской пластине возмущали с помощью электрического разряда на прямолинейных электродах, расположенных на поверхности модели под тремя углами к потоку. Изучалось развитие волн первой и второй мод возмущений. Для числа Маха  $M=4,5$  получено согласие с предсказаниями теории.

В последние годы для исследования устойчивости дозвукового пограничного слоя применен точечный источник возмущений. Создаваемое им волновое поле (распределение амплитуд и фаз в пространстве) регистрируется термоанемометром и проводится фурье-преобразование на ЭВМ [11].

Подобная методика представляется наиболее перспективной и при сверхзвуковых скоростях потока. Однако возникают сложности с созданием источника возмущений компактного и позволяющего получать в пограничном слое возмущения регулируемой амплитуды с частотами от одного до нескольких сотен килогерц. Попытка использования локального поверхностного электрического разряда переменного тока для введения возмущений в сверхзвуковой пограничный слой была предпринята в работе [12], но регулировать амплитуду вводимых возмущений в желаемых пределах авторам не удалось.

В данной работе предложен метод введения искусственных возмущений регулируемой амплитуды в сверхзвуковой пограничный слой. С использованием предложенной методики проведено экспериментальное исследование развития пространственного волнового пакета малой интенсивности на частоте 20 кГц в пограничном слое плоской пластины при числе Маха  $M=2,0$ . Определены фурье-компоненты волнового пакета. Полученные данные сравниваются с результатами расчета линейной устойчивости сверхзвукового пограничного слоя, выполненными в приближении плоскопараллельного течения.

1. Эксперименты проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО АН СССР пониженной степени турбулентности [13, 14] с размерами рабочей части  $200 \times 200$  мм при числе Маха  $M=2,0$  и единичном числе Рейнольдса  $Re_1=6,5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ . Измерения проводились в пограничном слое плоской стальной пластины с острой передней кромкой, скошенной под углом  $14^\circ 30'$ . Радиус притупления передней кромки составлял менее 0,02 мм. Толщина пластины 10 мм, ширина 200 мм, длина 450 мм. Модель крепилась горизонтально в центральной плоскости рабочей части трубы под нулевым углом атаки.

В качестве источника возмущений использовался электрический разряд переменного тока. В пластине была сделана камера с двумя острыми конусообразными электродами диаметром 3 мм, изолированными от металлических частей модели керамикой. При горении электрического разряда в камере возникали пульсации давления и температуры, которые возмущали пограничный слой, проникая в него через отверстие на поверхности пластины. Диаметр отверстия был 0,8 мм; координаты:  $x=18$  и  $z=0$  мм;  $x$  – координата в направлении по потоку;  $z$  – перпендикулярно направлению потока в плоскости модели. Электроды располагались под отверстием. Расстояние между ними изменялось от 0 до 2 мм. Электрическая цепь

источника состояла из задающего генератора, усилителя мощности, повышающего трансформатора, электродов. Максимальный потенциал на электродах достигал нескольких киловольт. Мощность источника регулировалась как изменением расстояния между электродами, так и зажигающим разряд напряжением. Частота синусоидального сигнала задающего генератора составляла половину частоты, на которой проводились измерения.

Возмущения в потоке регистрировались с помощью термоанемометра постоянного тока ТПТ-3. Использовались датчики с нитью из вольфрама диаметром 6 мкм и длиной  $1,2 \pm 0,1$  мм. Датчик перемещался по трем координатам:  $x, y, z$  ( $y$  — координата по нормали к поверхности пластины). Точность хода по осям  $x$  и  $z$  составляла 0,1 мм, а по оси  $y$  — 0,01 мм. В качестве частотного фильтра использовался селективный усилитель У2-8. Амплитуда пульсаций в узкой полосе регистрировалась вольтметром, встроенным в У2-8 и измеряющим среднеквадратичную величину входного сигнала.

Для определения фазы исследуемого сигнала относительно источника возмущений использовался двухлучевой осциллограф С1-17, синхронизированный от горящего разряда. Средняя точность определения фазы составляла  $10-15^\circ$ . Параметры потока (число Маха  $M$ , единичное число Рейнольдса  $Re_1$ , температура торможения, скорость набегающего потока) определялись с помощью измерительной системы, которой оборудована установка. Погрешность определения числа Маха  $M$  составляла 1%, а единичного числа Рейнольдса — менее 3%.

Процесс горения контролировался по осциллографу, по начальный спектр возмущений источника мог изменяться от эксперимента к эксперименту. Учитывая такую возможность, в каждом эксперименте снимались распределения амплитуд возмущения массового расхода  $A$  и распределения разности фаз между измеренными и синхронизирующим сигналами  $\Phi$  не менее чем для двух значений координаты  $x$ , одно из которых ( $x=45$  мм,  $Re=545$ ) было опорным. Здесь  $Re = \sqrt{Re_1 x}$  — число Рейнольдса. В дальнейшем после проведения фурье-преобразования амплитудные спектры нормировались на опорный (для каждого значения волнового числа  $\beta$  в направлении  $z$ ) и тем самым исключалось влияние начального спектра возмущений источника (это справедливо для возмущений, развивающихся по линейным законам). Значительной разницы в ненормированных спектрах не было, что говорит о неплохой воспроизводимости характеристик источника. В течение эксперимента спектральные характеристики источника не изменялись.

Для проведения измерений датчик термоанемометра устанавливался в положение  $z=0$ . Ошибка механического определения центра симметрии относительно источника возмущений (координата  $z=0$ ) могла составить от эксперимента к эксперименту  $\Delta z = \pm 0,2$  мм. Более точно координата  $z=0$  определялась по центру симметрии полученных распределений амплитуды  $A(z)$  и фазы  $\Phi(z)$  при обработке данных на ЭВМ. Исследование в пограничном слое проводилось при  $y/\delta = 0,5-0,6$  (где  $\delta$  — толщина пограничного слоя), что соответствует максимуму естественных возмущений по слою в точке  $x=30$  мм ( $Re=445$ ) от передней кромки пластины и  $z=0$ . При перемещении датчика по координатам  $x$  и  $z$  напряжение в диагонали моста термоанемометра поддерживалось постоянным за счет перемещений по координате  $y$ , что приближенно соответствует измерениям по линии равной скорости и при  $y/\delta = \text{const}$ . Величина перегрева нити датчика была 1,8, поэтому можно утверждать, что фиксировались преимущественно амплитуда и фаза пульсаций массового расхода [15].

Обработка экспериментальных данных проводилась на ЭВМ БЭСМ-6. Выделялся «полезный сигнал»  $A(z)$  (из исходных данных вычитались фоновый сигнал и шумы), корректировалась координата  $z=0$  (по симметрии в распределении амплитуд и фаз) и проводилось фурье-преобразование по волновым числам  $\beta$ . В результате обработки получались амплитудный  $A(\beta)$  и фазовый  $\Phi(\beta)$  спектры по волновым числам  $\beta$ .

Для вычисления угла наклона фронта волны к основному потоку  $\chi$  определялось волновое число  $\alpha_r$  в  $x$ -направлении.

Полученные в экспериментах зависимости фазы возмущения при фиксированном  $\beta$  от продольной координаты  $\Phi(x, \beta)$  в пределах погрешности измерений имели линейный характер, что, как отмечено в [11], приводит к однозначности в зависимости  $\alpha_r = \alpha_r(\beta)$ . Тогда  $\alpha_r(\beta) = \Delta\Phi(x, \beta) / \Delta x$  и  $\chi = \arctg(\beta / \alpha_r)$ .

2. В результате обработки экспериментальных данных были определены фурье-компоненты волнового пакета, которые сравнивались с расчетами по линейной теории гидродинамической устойчивости. В приближении плоскопараллельного течения в пограничном слое решение линейной задачи ищется в виде  $Q(x, y, z, t) = q(y) \exp(i\alpha x + i\beta z - i\alpha c t)$ , где  $q(y)$  — амплитудные функции возмущения скорости, плотности и температуры. Для определения собственных чисел задачи численно интегрировалась система уравнений устойчивости в приближении Дана и Линя с однородными граничными условиями. При интегрировании использовалась методика ортогонализаций. Расчеты проводились для пограничного слоя на плоской теи-

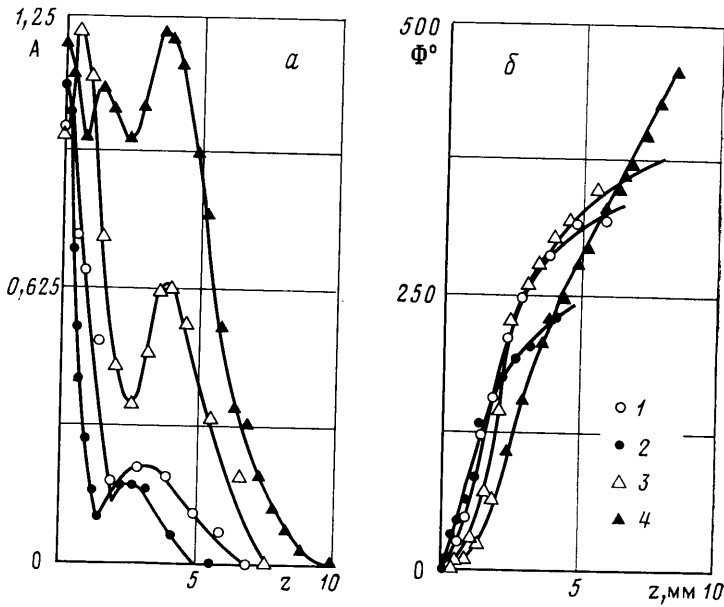
лоизолированной пластине при  $M=2,0$  в соответствии с проведенными экспериментами. Закон вязкости от температуры принимался по Саттерленду, показатель адиабаты  $\gamma=1,41$ , число Прандтля  $\sigma=0,72$ . Система уравнений и метод решения подробно описаны в [1].

В результате интегрирования были получены коэффициенты пространственного нарастания  $\alpha_i$  и кривые роста возмущений

$$-\alpha_i = \frac{\partial (\ln A)}{\partial Re}, \quad A(Re) = \exp\left(-\int_{Re_0}^{Re} \alpha_i d Re\right)$$

которые сравнивались с результатами эксперимента.

3. Непосредственно перед экспериментами с искусственными возмущениями был проведен ряд методических исследований. Было выяснено, что



Фиг. 1

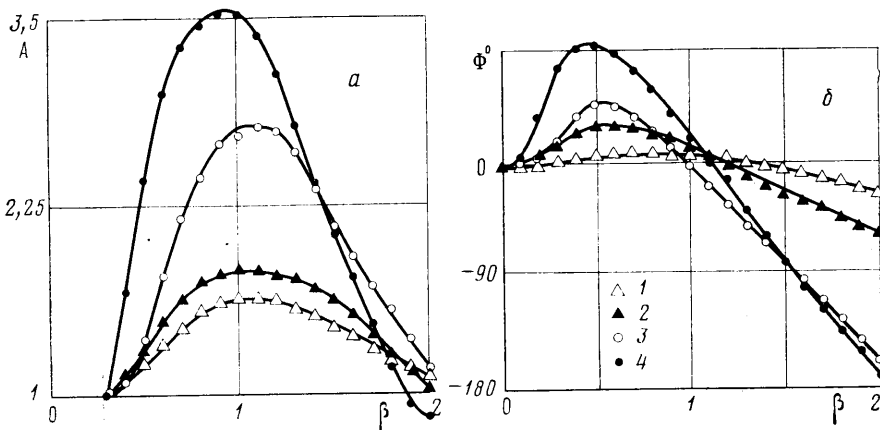
имеется диапазон напряжений, подаваемых на электроды, для которых зависимость пульсаций в пограничном слое (при фиксированных координатах датчика) линейно зависит от величины напряжения. Величина превышения интенсивности искусственных пульсаций над фоновыми может плавно меняться от нуля до нескольких десятков. Изменяя расстояние между электродами (и тем самым изменяя объем камеры), можно было смещать диапазон линейной зависимости в ту или другую сторону по интенсивности. При выключении разряда и последующем включении с установлением того же значения напряжения интенсивность пульсаций полностью восстанавливалась.

При введении возмущений малой амплитуды с помощью разрядной камеры искажение среднего течения не наблюдалось. Влияние малых возмущений от источника при фиксированной частоте на интегральный уровень пульсаций в пограничном слое также было пренебрежимо мало.

Исследования по развитию в пограничном слое «естественных» возмущений (при выключенном разряде) показали, что отверстие источника искусственных возмущений несколько увеличивает интенсивность пульсаций в следе за ним. Наблюдалась несимметричность в распределении ин-

тенсивности возмущений по координате  $z$ , связанная с неидеальностью острой передней кромки. Общий характер развития «естественных» возмущений на модели с выключенным источником возмущений остался точно таким же, как и на пластинах без него [1]. При обработке результатов экспериментов среднеквадратичные значения фоновых пульсаций вычитались из результатов измерения (так как с искусственными возмущениями они не коррелированы).

С целью выяснить возможности приведенной методики и экспериментальной установки для исследования линейного развития волн в сверхзвуковом пограничном слое были проведены исследования по влиянию начальной амплитуды искусственных возмущений на характер их развития.



Фиг. 2

Влияние начальной амплитуды возмущений на распределение пульсаций было рассмотрено в последнем измеренном в данной работе сечении ( $x=80$  мм). Показатель превышения максимальной амплитуды сигнала над фоном изменялся от 1 до 9,5. Были получены совпадающие по координате  $z$  распределения фаз и подобные распределения амплитуд. Расхождение результатов измерений для минимального и максимального показателей были такими же, как при повторении измерения с одним и тем же показателем превышения.

На основании проведенных исследований был сделан вывод о том, что имеется область течения (по  $Re$ ), в которой характер развития возмущений в пограничном слое не зависит от интенсивности начальных возмущений, т. е. происходит линейное развитие возмущений.

4. Исследования по развитию пространственного волнового пакета в пограничном слое были проведены для частотного параметра  $F=0,375 \cdot 10^{-4}$  (на частоте  $f=20$  кГц). Здесь  $F=2\pi f/Re$ ,  $U$ ;  $U$  — скорость в невозмущенном потоке.

На фиг. 1 представлены примеры распределения амплитуд и фаз возмущений для нескольких сечений по  $x$ . Цифры 1–4 соответствуют сечениям с  $Re=445$ ; 545; 629; 727. Амплитуды нормированы на  $A^*=\max\{A\}$  при  $Re=545$ , а значения фаз отсчитывались от  $\Phi(0)$  — значения фазы при  $z=0$ . Из фигуры видно, что при увеличении числа Рейнольдса пакет расплывается.

Примеры спектров, полученных после фурье-преобразования, представлены на фиг. 2. Цифры 1–4 соответствуют сечениям с  $Re=445$ ; 545; 680; 727. Погрешность определения амплитудных спектров составляла 7–11% в зависимости от числа  $\beta$ . Амплитуды пульсаций нормированы на значение

$A$  при  $\beta=0,3$ , а абсолютное значение фазы отсчитывалось от значения фазы при  $\beta=0$  (размерность волнового числа  $\beta$  — рад/мм).

Надо отметить, что для  $\beta < 0,3$  в амплитудных спектрах наблюдался большой разброс экспериментальных точек. Можно предположить следующее: в сверхзвуковом пограничном слое наиболее интенсивно растут трехмерные возмущения, поэтому доля плоских волн с углами распространения, близкими к нулю ( $\beta < 0,3$ ), в общем сигнале мала и не хватает точности эксперимента для их выделения. Это подтвердили численные эксперименты. Изменение сигнала фона в пределах погрешности измерений приводило к сильному расхождению результатов для  $\beta < 0,3$ . Для больших  $\beta$  и особенно для  $\beta \sim 1$  это расхождение было слабым (максимум до 3%). По этой же причине в работе [10] не удалось получить данных для возмущений первой моды, распространяющихся под небольшими углами к потоку. Возмущения вводились в пограничный слой с помощью протяженных прямолинейных электродов и из-за интенсивного роста трехмерных возмущений быстро нарушалась прямолинейность фронта волны.

Из графиков для амплитудных спектров (фиг. 2, а) видно, что для  $A(\beta)$  имеется максимум при  $\beta \sim 1$ , который при увеличении  $Re$  смещается в сторону меньших  $\beta$  (от 1,1 до 0,9). Это говорит об опережающем нарастании волн с  $\beta \sim 0,9$ . Фазовые спектры (фиг. 2, б) имеют две точки пересечения: при  $\beta=0$  и  $\sim 1,1-0,9$ . Видно, что волны с  $\beta=0-0,9$  опережают остальные по фазе, а с  $\beta=1,1-2$  — отстают.

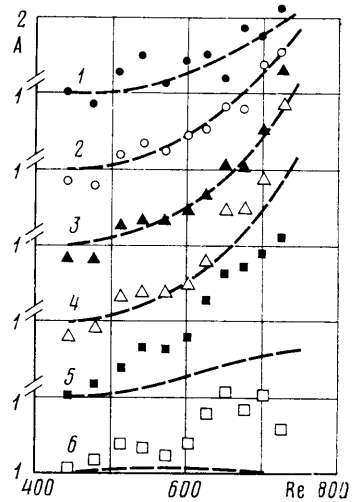
Измерения показали, что в направлении потока (по оси  $x$ ) фаза возмущения с фиксированным  $\beta$  растет практически линейно, длина волны возмущения меняется от 13,5 до 16 мм, а фазовая скорость — от 0,53 до 0,63 (значения фазовой скорости нормированы на скорость в невозмущенном потоке).

На фиг. 3 представлены кривые нарастания возмущений для различных углов  $\chi$ . По оси ординат отложена амплитуда, нормированная на значение  $A=A_0$  при  $Re=445$  (для экспериментальных точек это значение получено по методу наименьших квадратов). Пунктирными линиями нанесены результаты расчетов. Цифры 1–6 соответствуют углам наклона фронта волны к потоку  $\chi=33; 47; 52; 60; 75; 79^\circ$ .

Из графика видно, что максимальный рост возмущений наблюдается для углов  $\chi$  от  $50$  до  $70^\circ$ , для больших и меньших углов степени роста меньше, соответственно ниже точность (наблюдается большой разброс точек). Для углов  $\chi \sim 80^\circ$  появляется вторая нейтральная точка. Результаты расчета (в соответствии с (2)) хорошо согласуются с экспериментальными данными для  $\chi < 50^\circ$ . Для больших углов рост возмущений, наблюдаемый в эксперименте, существенно выше, чем по теории.

На фиг. 4 приведены зависимости степеней роста возмущений от угла наклона волны для трех значений числа Рейнольдса;  $Re=655; 602$  и  $545$  (цифры 1–3 соответственно). Экспериментальные точки получены дифференцированием кривых нарастания возмущений в соответствии с (1). Для этого проводилась аппроксимация кривых нарастания по методу наименьших квадратов полиномом второй степени. Результаты расчета нанесены пунктирными линиями.

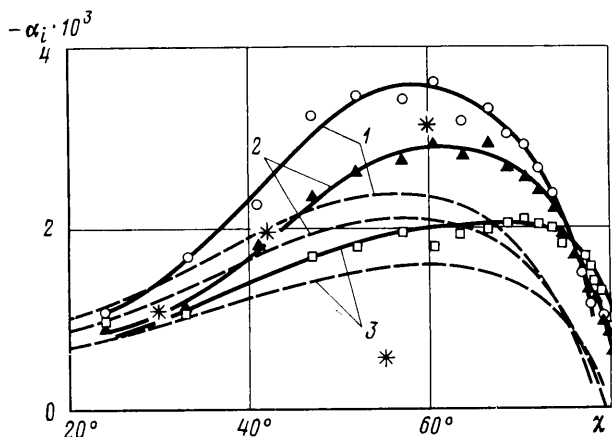
Можно проследить, что с ростом числа  $Re$  максимум степени нарастания возмущения смещается в сторону меньших углов — от  $\chi=70^\circ$  (при



Фиг. 3

$Re=545$ ) до  $\chi=60^\circ$  (при  $Re=655$ ). В целом наблюдается качественное соответствие теоретических и экспериментальных данных. Для небольших углов ( $\chi < 40^\circ$ ) степени роста возмущений, полученные в опыте, близки к расчетам. Для углов больше  $40^\circ$  степени роста, рассчитанные по теории плоскопараллельных течений (которая использовалась в данной работе), существенно меньше полученных в эксперименте.

Такое расхождение может быть вызвано влиянием слабой непараллельности течения в пограничном слое на характеристики его устойчивости, которое особенно сильно проявляется для больших углов наклона волны.



Фиг. 4

На фиг. 4 точками 4 отмечены значения степеней роста, полученные в [6] для  $Re=640$ ;  $F=0,38 \cdot 10^{-4}$ ;  $M=2$  (что очень близко к параметрам данной работы) в критическом слое ( $y/\delta \sim 0,5$ ) при учете непараллельности течения в пограничном слое.

Степени роста возмущений для  $\chi \sim 40^\circ$  совпадают со значением, полученным экспериментально в [6] для естественных возмущений. Это дает косвенное подтверждение тому, что естественный фон возмущений в рабочей части аэродинамической трубы Т-325 при  $M=2,0$  преимущественно содержит волны с углами наклона фронта к потоку, близкими к  $40^\circ$ .

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Гапонов С. А., Маслов А. А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980. 144 с.
2. Решотко Э. Устойчивость ламинарного пограничного слоя и его переход в турбулентный.— В кн.: Механика. Новое в зарубежной науке. Вып. 21. М.: Мир, 1979, с. 11—57.
3. Гапонов С. А. Влияние непараллельности течения на развитие возмущений в сверхзвуковом пограничном слое.— Изв. АН СССР. МЖГ, 1980, № 2, с. 26—31.
4. Федоров А. В. Возбуждение и развитие волн неустойчивости в пограничном слое сжимаемого газа: Дис. на соискание уч. ст. канд. физ.-мат. наук. М.: МФТИ, 1982, 135 с.
5. El-Hady M. M., Nayfeh A. H. Nonparallel stability of compressible boundary layer flows. VPI-79-13, 1979, 13 p.
6. Гапонов С. А., Косинов А. Д., Маслов А. А., Семенов Н. В. Развитие малых возмущений в слабонепараллельном сверхзвуковом потоке.— ПМТФ, 1982, № 3, с. 98—102.
7. Качанов Ю. С., Козлов В. В., Левченко В. Я. Возникновение турбулентности в пограничном слое. Новосибирск: Наука, 1982. 151 с.
8. Laufer J., Vrebalovich T. Stability and transition of a supersonic laminar boundary-layer on an insulated flat plate.— J. Fluid Mech., 1960, v. 9, № 2, p. 257—299.
9. Demetriades A. An experiment on the stability of hypersonic laminar boundary layers.— J. Fluid Mech., 1960, v. 7, № 3, p. 385—396.

10. *Kendall J. M.* Supersonic boundary layer stability experiments. AR TR-0158 (S 3816-63)-1, 1967, v. 2, section 10, p. 1-8.
11. *Гилёв В. М., Качанов Ю. С., Козлов В. В.* Развитие пространственного волнового пакета в пограничном слое. Препринт № 34, 1981.
12. *Косинов А. Д., Маслов А. А.* К методике экспериментального исследования устойчивости сверхзвукового пограничного слоя.— В кн.: Неустойчивость до- и сверхзвуковых течений. Новосибирск: Ин-т теор. и прикл. механ. СО АН СССР, 1982, с. 116-122.
13. *Багаев Г. И., Лебига В. А., Приданов В. Г., Черных В. В.* Сверхзвуковая аэродинамическая труба Т-325 с пониженной степенью турбулентности.— В кн.: Аэрофизические исследования. Новосибирск: Ин-т теор. и прикл. механики, 1972, с. 11-13.
14. *Лебига В. А.* Характеристики пульсаций в рабочей части сверхзвуковой аэродинамической трубы.— В кн.: Неустойчивость до- и сверхзвуковых течений. Новосибирск: Ин-т теор. и прикл. механики, 1982, с. 123-130.
15. *Кендолл.* Экспериментальное исследование процесса перехода к турбулентному режиму в сверхзвуковом и гиперзвуковом пограничных слоях на модели в аэродинамической трубе.— Ракетная техника и космонавтика, 1975, т. 13, № 3, с. 47-60.

Новосибирск

Поступила в редакцию  
11.VIII.1983