

УДК 533.6.08, 532.526.3
DOI: 10.15372/PMTF202315380

ИССЛЕДОВАНИЕ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПОВЕРХНОСТНОГО ДАТЧИКА ТЕРМОАНЕМОМЕТРА

Д. А. Бунтин, О. И. Вишняков, П. А. Поливанов

Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН,
Новосибирск, Россия
E-mails: bountin@itam.nsc.ru, vis_ol@itam.nsc.ru, polivanov@itam.nsc.ru

С использованием тонкопленочных поверхностных датчиков термоанемометра исследуется ламинарно-турбулентный переход при трансзвуковых скоростях. Для определения пульсаций, регистрируемых пленочным датчиком в пограничном слое, построены спектры когерентности между данными, полученными пленочным датчиком и ниточным термоанемометрическим датчиком, с помощью которого проводились измерения по всей толщине пограничного слоя. На основе анализа спектров показано, что наиболее корректные и полные данные регистрируются тонкопленочным датчиком в зоне перемежаемости.

Ключевые слова: ламинарно-турбулентный переход, трансзвуковой режим, когерентность, поверхностный датчик, термоанемометр постоянного сопротивления, корреляция

Введение. Ламинаризация обтекания элементов летательного аппарата позволяет существенно улучшить его топливную эффективность и экологические показатели. В основном исследуется ламинарно-турбулентный переход при дозвуковых скоростях полета. Однако крейсерский полет многих современных гражданских авиалайнеров происходит при трансзвуковых скоростях, поэтому проектирование ламинаризованных поверхностей необходимо проводить с учетом трансзвуковых эффектов. Существующие вычислительные мощности позволяют оптимизировать форму авиалайнеров только на основе инженерных подходов, например с помощью осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса (RANS) и e^N -метода, в которых используются эмпирические коэффициенты. Для верификации этих расчетных методов необходимо проведение экспериментов при трансзвуковых скоростях, что существенно затруднено вследствие высокой вероятности записи течения в аэродинамической трубе при использовании различных зондов, например термоанемометрических [1]. Поэтому в качестве основных способов исследования применяются неинвазивные подходы (PIV-метод, теневая визуализация, тепловизионные камеры и т. п.) или измерения поверхностными датчиками. Поверхностные (пленочные) термоанемометрические датчики широко используются для определения положения ламинарно-турбулентного перехода при трансзвуковых скоростях. В работе [2] на основе нестационарных данных, полученных несколькими поверхностными датчиками, расположенными вдоль хорды крыла, определено положение области перехода от ламинарного режима течения к турбулентному. В качестве области перехода принималась область с макси-

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда и Правительства Новосибирской области (код проекта 22-21-20098).

мальными значениями среднеквадратичных пульсаций. Другим подходом для определения точки турбулизации является определение коэффициента перемежаемости для пограничного слоя [3]. Кроме того, поверхностные термоанемометрические датчики могут быть использованы в качестве измерителей касательных напряжений на стенке [4], что также применимо при определении положения ламинарно-турбулентного перехода [5]. В ряде работ при анализе данных, полученных пленочными датчиками, используются как средние, так и нестационарные данные [6]. Применение пленочных датчиков сопряжено с рядом сложностей. Например, в случае размещения датчиков вдоль линии тока при обработке данных, полученных датчиками, расположенными ниже по течению, необходимо учитывать нагрев потока, осуществляемый датчиками, расположенными выше по течению [7]. Чувствительность датчика к параметрам потока зависит от его ориентации в пространстве (от угла между направлением потока и положением чувствительного элемента датчика) [8]. Пленочные датчики позволяют определять состояние пограничного слоя не только в условиях экспериментов, проводимых в аэродинамической трубе, но и в летном эксперименте [9]. С помощью пленочных датчиков можно достаточно точно определять положение ламинарно-турбулентного перехода, но анализ получаемых ими данных существенно затруднен. Для однозначной интерпретации данных необходимо отслеживать показания поверхностных датчиков при переходе от ламинарного режима обтекания к турбулентному либо в пространстве (расположив массив датчиков на поверхности), либо во времени (изменяя параметры потока), что не всегда возможно. Кроме того, неясно, какие именно возмущения и структуры в пограничном слое способны регистрировать поверхностные датчики.

Некоторые выводы можно сделать при проведении совместного анализа данных, регистрируемых несколькими датчиками. В работе [10] описаны когерентные структуры, обнаруженные в каверне путем анализа совмещенных временных осциллограмм. Совместное использование пленочных датчиков и зондирующего ниточного датчика позволило получить информацию о нестационарных структурах в пристенном слое [11]. В [12] приведены результаты исследования с использованием пленочного датчика, установленного на малом клинообразном теле, что позволило сканировать поток. Однако применение таких подходов [11, 12] возможно только в случае течений с малой степенью загромождения или при больших числах Маха, соответствующих сверхзвуковой скорости. При этом часто возникает необходимость иметь более подробную информацию о пограничном слое при анализе данных, получаемых только поверхностными датчиками, например при решении задач управления течением [13]. Проведение экспериментов, в которых регистрируются нестационарные структуры в пограничном слое, воспринимаемые поверхностными термоанемометрическими датчиками, позволит решить эту проблему.

Целью настоящей работы является сравнение данных о ламинарно-турбулентном переходе, полученных поверхностным датчиком и сканирующим ниточным датчиком, соединенными с термоанемометром постоянного сопротивления, а также получение корреляционных данных, регистрируемых двумя датчиками, для различных состояний пограничного слоя при трансзвуковых скоростях потока.

1. Экспериментальное оборудование. Измерения нестационарных характеристик пограничного слоя проводились при одновременном использовании датчиков термоанемометра двух типов: ниточного, выполняющего сканирование потока по высоте, и поверхностного пленочного датчика.

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе периодического действия Т-325 Института теоретической и прикладной механики СО РАН при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 1,45$, температуре $T_0 = 288 \text{ K} \pm 0,7\%$ и параметрах потока, указанных в таблице.

Параметры потока в экспериментах

Режим	P_0 , кПа	$Re_1 \cdot 10^{-6}$, 1/м
1	$72,0 \pm 0,1\%$	$11,0 \pm 0,05\%$
2	$102,9 \pm 0,1\%$	$15,8 \pm 0,10\%$
3	$121,8 \pm 0,1\%$	$18,8 \pm 0,05\%$
4	$148,9 \pm 0,1\%$	$23,0 \pm 0,10\%$
5	$171,2 \pm 0,1\%$	$26,7 \pm 0,10\%$

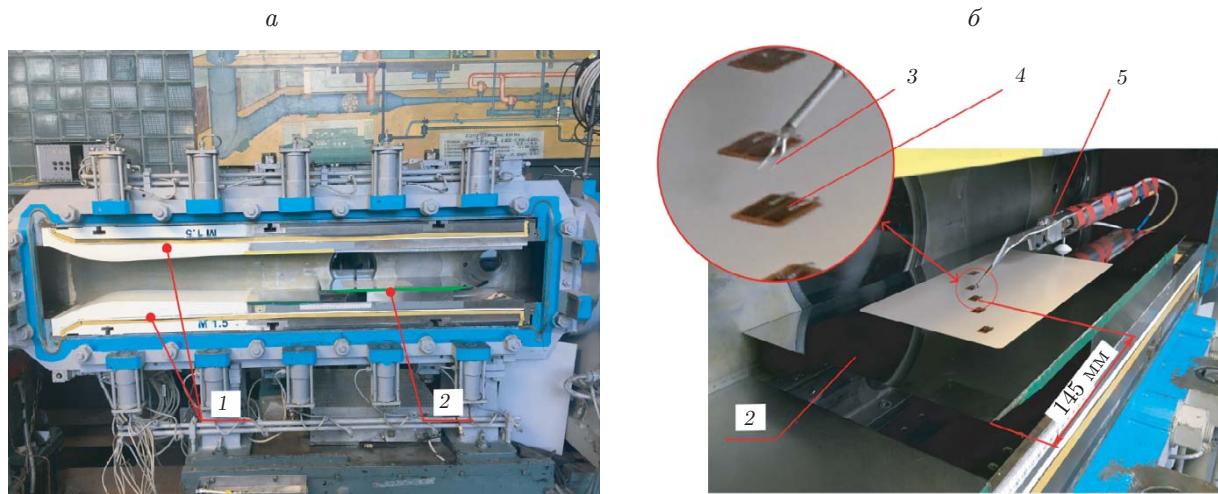


Рис. 1. Рабочая часть трубы Т-325:

а — общий вид установки, *б* — модель в рабочей части трубы; 1 — сверхзвуковое сопло, 2 — модель пластины, 3 — ниточный датчик, 4 — пленочный датчик, 5 — координатник

Пленочные датчики размещались на модели плоской прямоугольной пластины с острием передней кромкой, установленной под нулевым углом атаки. Модель имеет поперечный размер, равный 200 мм, и занимает всю рабочую часть по ширине. На рис. 1 показана модель с датчиками в рабочей части трубы Т-325. Модель была составной: основная часть изготовлена из стали для обеспечения прочности и жесткости, сменная вставка — из полиэфирэфиркетона. Во вставке выполнены каверны для монтажа датчиков заподлицо с поверхностью. В модель было вмонтировано пять датчиков, расположенных со смещением по хорде и поперечному размеру модели, так чтобы ни один из них не попадал в аэродинамический след другого датчика. След генерируется проводами толщиной 0,15 мм, припаянными в задней части датчика, расположенной вниз по потоку относительно чувствительного элемента. В данном эксперименте все измерения проводились при одном и том же положении (по оси X вдоль поверхности модели) ниточного датчика, размещенного вблизи пленочного датчика 3, чувствительный элемент которого находился на расстоянии от передней кромки, равном 145 мм. Использование датчика 3 обусловлено тем, что только с помощью этого датчика можно регистрировать все три режима обтекания (ламинарный, переходный, турбулентный), не перемещая координатное устройство. Это позволило существенно упростить эксперимент. Локальное число Рейнольдса, рассчитанное по координате X , варьировалось в диапазоне $1,6 \cdot 10^6 \div 3,9 \cdot 10^6$, что позволило реализовать в точке измерения ламинарный, переходный и турбулентный режимы. Ниточный датчик располагался на задней кромке чувствительного элемента поверхностного датчика (рис. 2) на координатном устройстве (см. рис. 1), позволяющем перемещать датчик

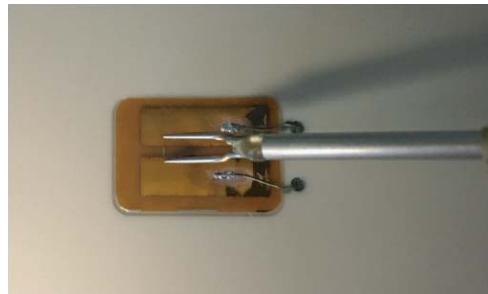


Рис. 2. Расположение датчиков

по оси Y , направленной вверх по нормали к поверхности. Поверхностный датчик имеет никелевый чувствительный элемент с размерами $1000,00 \times 100,00 \times 0,25$ мкм [14]. Ниточный датчик имеет чувствительный элемент из вольфрамовой нити диаметром 0,1 мм и длиной 2 мм. Данные, получаемые датчиками, оцифровывались с частотой 1 МГц, длина выборки одного измерения составляла 1 с. Выборка разбивалась на отрезки, содержащие 4096 точек, по которым строились спектры и коспектры, осреднявшиеся затем в пределах одной выборки.

2. Результаты экспериментов. По профилям средних параметров, полученным ниточным датчиком в пограничном слое, можно проследить смену при увеличении числа Рейнольдса ламинарного режима течения на переходный, а затем на турбулентный.

На рис. 3 показаны профили среднего напряжения и среднеквадратичных пульсаций напряжения, регистрируемые с помощью ниточного датчика термоанемометра поперек пограничного слоя. Кривые 1–3 на рис. 3,а соответствуют ламинарному пограничному слою. С увеличением единичного числа Рейнольдса толщина этого слоя уменьшается, а интегральные пульсации возрастают (кривые 1–3 на рис. 3,б). На рис. 3,б виден максимум пульсаций. По мере уменьшения толщины пограничного слоя этот максимум приближается к стенке модели. При $Re_1 = 23 \cdot 10^6$ 1/м профиль среднего напряжения (кривая 4 на рис. 3,а) качественно подобен профилям 1–3, однако соответствующие интегральные пульсации резко возрастают и выходят за пределы пограничного слоя, что соответствует переходному режиму течения (кривая 4 на рис. 3,б). При увеличении числа Рейнольдса до значения $Re_1 = 26,7 \cdot 10^6$ 1/м профиль среднего напряжения сильно искажается, пульсации заполняют весь пограничный слой, т. е. течение становится турбулентным (кривые 5 на рис. 3).

Спектры возмущений поперек пограничного слоя, соответствующие пяти режимам эксперимента, показаны на рис. 4,а,в,д,ж,и. Видно, что при ламинарном режиме течения (см. рис. 4,а,в,д) выделяется слой максимальных пульсаций, амплитуда пульсаций постепенно увеличивается, диапазон частот практически не меняется и составляет приблизительно 10 кГц. Отсутствие в спектрах пиков на частотах, при которых возникают возмущения Толлмина — Шлихтинга, является особенностью данной установки. В работах [15, 16] выделенный пик также отсутствовал в спектрах пульсаций, соответствующих волнам Толлмина — Шлихтинга, однако было доказано, что при введении искусственных возмущений эти волны развиваются [17]. При переходном режиме обтекания амплитуда продолжает увеличиваться, диапазон частот скачкообразно увеличивается до 70 кГц и существенно расширяется вверх по оси Y от поверхности модели (см. рис. 4,ж). Наконец, при турбулентном режиме обтекания толщина пограничного слоя существенно возрастает (кривая 5 на рис. 3,а), пульсации наблюдаются во всем диапазоне измерений по Y , диапазон частот возмущений практически не меняется (см. рис. 4,и). Таким образом, по показаниям ниточного датчика можно однозначно судить о состоянии пограничного слоя.

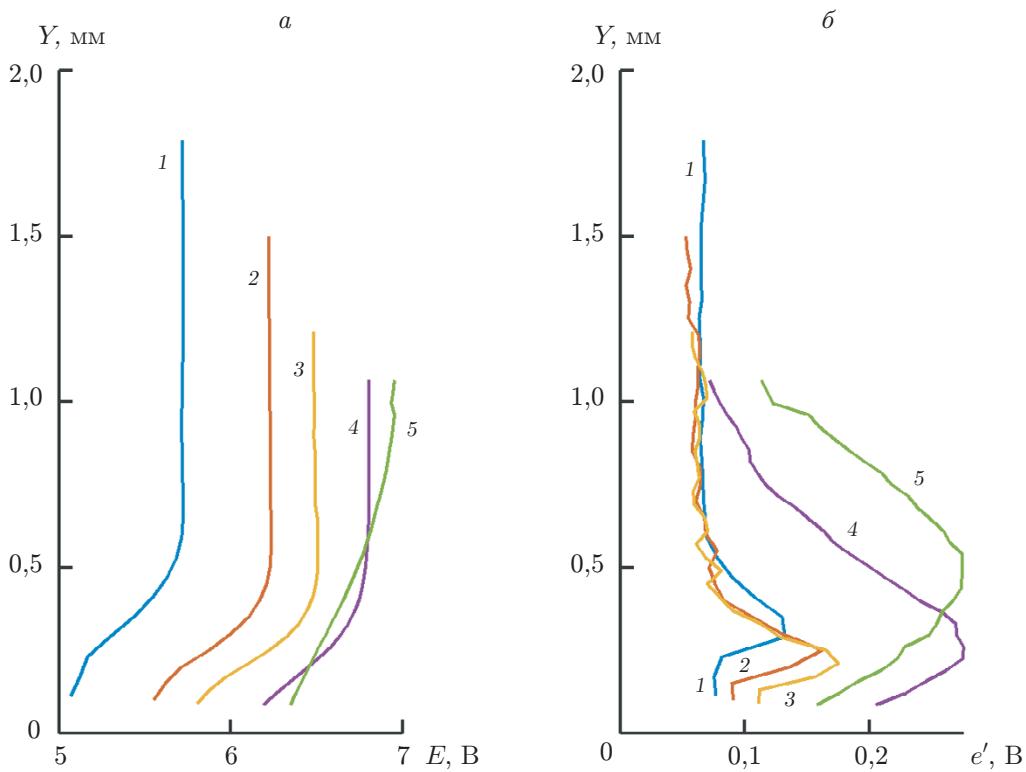


Рис. 3. Профили среднего напряжения (а) и среднеквадратичных пульсаций напряжения (б), регистрируемых с помощью ниточного датчика термоанемометра:
 1 — $Re_1 = 11 \cdot 10^6$ 1/m, 2 — $Re_1 = 15,8 \cdot 10^6$ 1/m, 3 — $Re_1 = 18,8 \cdot 10^6$ 1/m, 4 — $Re_1 = 23 \cdot 10^6$ 1/m,
 5 — $Re_1 = 26,7 \cdot 10^6$ 1/m

Спектры возмущений, регистрируемых поверхностным датчиком термоанемометра при различных значениях числа Рейнольдса, показаны на рис. 5. Видно, что форма спектров для ламинарного, переходного и турбулентного режимов обтекания практически одна и та же. Таким образом, по форме спектра сложно определить состояние пограничного слоя. Анализ частотного диапазона и амплитуды регистрируемых возмущений позволяет получить больше информации. При ламинарном режиме обтекания с увеличением числа Рейнольдса диапазон частот пульсаций постепенно увеличивается от 5 до 15 кГц (кривые 1–3 на рис. 5), а затем, при появлении режима перемежаемости, резко возрастает (как и в случае ниточного датчика) почти до 60 кГц (кривая 4). Амплитуда пульсаций увеличивается практически на два порядка. В режиме турбулентного обтекания амплитуда спектра уменьшается, но остается существенно большей, чем при ламинарном режиме обтекания. Частотный диапазон уменьшается до 40 кГц, но также значительно больше, чем при ламинарном режиме (кривая 5).

Зависимость от единичного числа Рейнольдса среднеквадратичных пульсаций напряжения, регистрируемых ниточным ($Y = 0,05$ мм) и пленочным датчиками, показана на рис. 6. Для исключения влияния акустического шума трубы среднеквадратичные пульсации вычислены начиная со значения $f = 3$ кГц. На рис. 6 видно, что для обоих датчиков при ламинарном режиме обтекания ($Re_1 = 11,0 \cdot 10^6; 15,8 \cdot 10^6; 18,8 \cdot 10^6$ 1/m) среднеквадратичные пульсации меняются незначительно. В режиме перемежаемости уровень пульсаций возрастает в три раза в случае ниточного датчика и на порядок в случае пленочного датчика ($Re_1 = 23 \cdot 10^6$ 1/m). В области турбулентности значения пульсаций уменьшаются, но

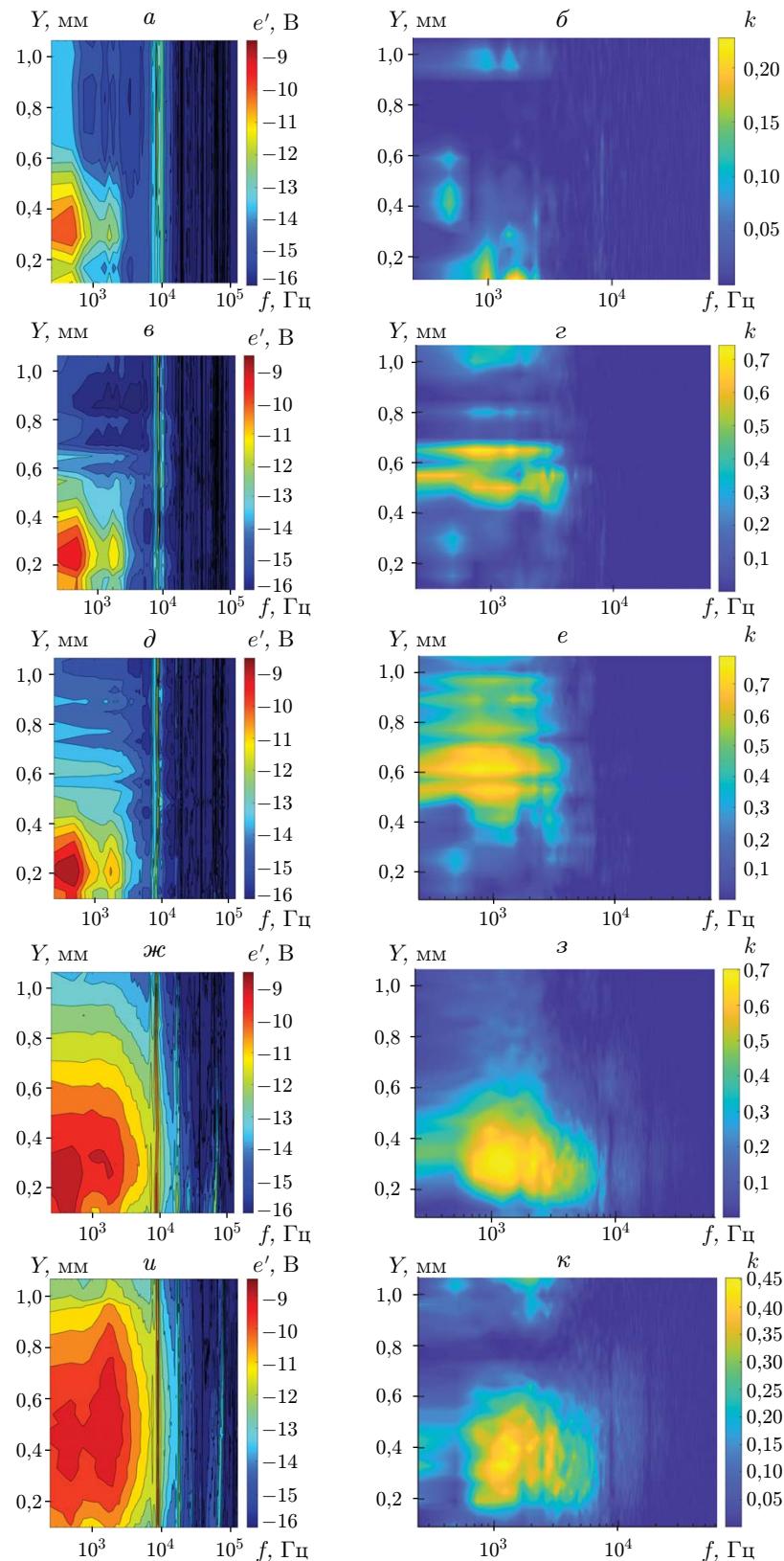


Рис. 4. Спектры пульсаций, регистрируемых ниточным датчиком (*a, e, d, жс, u*), и коэффициенты когерентности *k* между данными, полученными с помощью ниточного и пленочного датчиков (*б, г, е, з, к*):

a, б — $Re_1 = 11 \cdot 10^6$ 1/m, *e, г* — $Re_1 = 15,8 \cdot 10^6$ 1/m, *d, е* — $Re_1 = 18,8 \cdot 10^6$ 1/m, *жс, з* — $Re_1 = 23 \cdot 10^6$ 1/m, *u, к* — $Re_1 = 26,7 \cdot 10^6$ 1/m

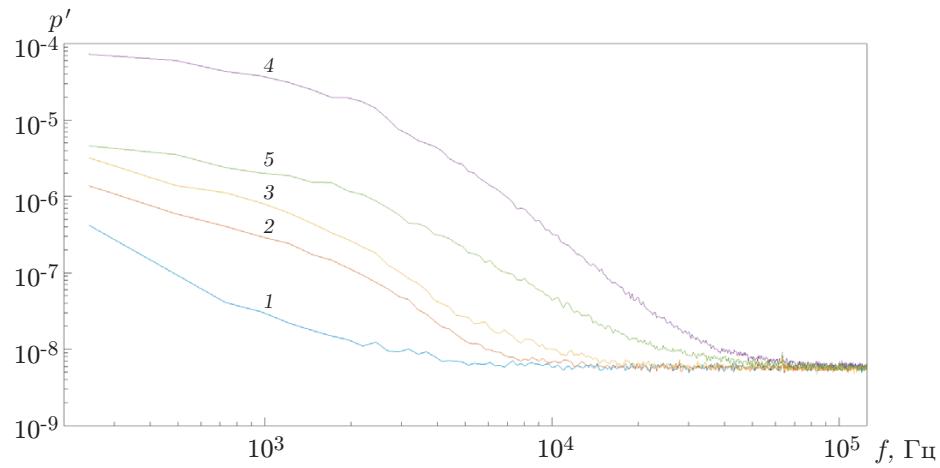


Рис. 5. Спектры возмущений, регистрируемых пленочным датчиком:
 1 — $Re_1 = 11 \cdot 10^6 \text{ 1/m}$, 2 — $Re_1 = 15,8 \cdot 10^6 \text{ 1/m}$, 3 — $Re_1 = 18,8 \cdot 10^6 \text{ 1/m}$, 4 —
 $Re_1 = 23 \cdot 10^6 \text{ 1/m}$, 5 — $Re_1 = 26,7 \cdot 10^6 \text{ 1/m}$

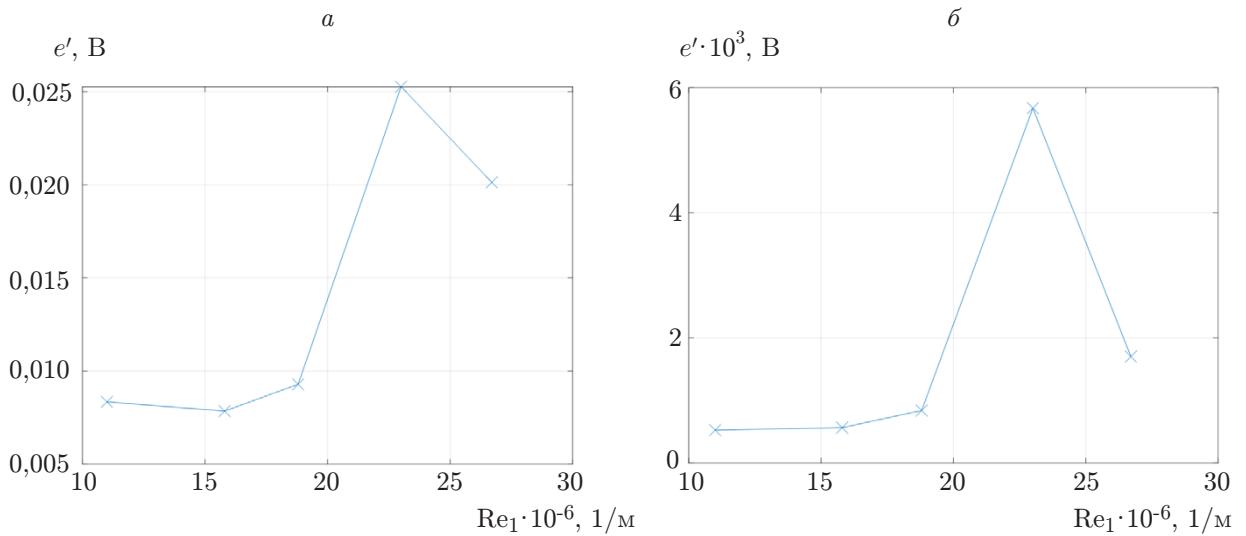


Рис. 6. Интегральные пульсации, регистрируемые ниточным (а) и пленочным (б) датчиками

при этом в несколько раз превышают соответствующие значения при ламинарном режиме обтекания ($Re_1 = 26,7 \cdot 10^6 \text{ 1/m}$).

Среднее напряжение, регистрируемое поверхностным датчиком, зависит от касательного напряжения на стенке модели [3]. Поверхностное трение, в свою очередь, зависит от состояния пограничного слоя, следовательно, по нему можно определить режим течения. Среднее напряжение, регистрируемое поверхностным датчиком, при различных значениях Re_1 показано на рис. 7. Видно, что в ламинарной, переходной и турбулентной областях характер роста сигнала датчика различается. При увеличении Re_1 толщина пограничного слоя уменьшается (см. рис. 3), градиент скорости по нормали увеличивается и поверхность трение, а следовательно, и среднее напряжение, регистрируемое датчиком, растут. В турбулентном и переходном пограничных слоях градиент средней скорости вблизи стенки скачкообразно возрастает, что приводит к резкому увеличению силы тре-

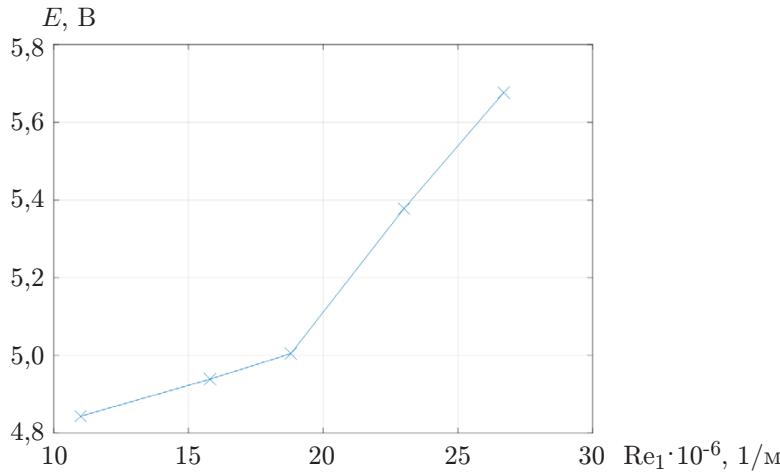


Рис. 7. Среднее напряжение, регистрируемое пленочным датчиком, при различных значениях единичного числа Рейнольдса

ния, при этом амплитуда среднего напряжения существенно увеличивается (см. рис. 7, $Re_1 = 26,7 \cdot 10^6$ 1/м).

Таким образом, с помощью поверхностных датчиков можно однозначно определить состояние пограничного слоя. Однако для этого необходимо регистрировать изменение сигнала датчика во всей области обтекания.

Для проведения корректного анализа зависящих от времени данных, регистрируемых поверхностными термоанеметрическими датчиками, необходимо знать, какие возмущения (развивающиеся в пограничном слое, во внешнем течении) регистрирует пленочный поверхностный датчик. Для решения этой задачи получены спектры когерентности между данными, регистрируемыми ниточным и поверхностным датчиками термоанемометра.

Когерентность определялась по формуле [18]

$$C_{xy}(f) = |P_{xy}(f)|^2 / [P_{xx}(f)P_{yy}(f)],$$

где P — спектр мощности. Высокий уровень когерентности двух сигналов на заданной частоте позволяет определить, какие возмущения, развивающиеся в пограничном слое, регистрирует поверхностный датчик.

На рис. 4,б,г,е,з,к показано распределение когерентности по высоте, полученное при изменении состояния пограничного слоя от ламинарного к турбулентному. В ламинарном пограничном слое (см. рис. 4,б,г,е) высокий уровень когерентности наблюдается в основном вблизи границы пограничного слоя и выше нее. Исключением являются данные, представленные на рис. 4,б, на котором уровень когерентности не превышает 0,2, что существенно меньше значений, приведенных на рис. 4,г,е. Тем не менее для всех данных, полученных в области ламинарного течения, высокий уровень когерентности наблюдается только в низкочастотной области $f = 0,1 \div 4,0$ кГц. Оценивая длину волн таких возмущений в предположении, что возмущения являются вихревыми, с учетом скорости набегающего потока получаем значение в диапазоне $0,1 \div 4,0$ м. Поскольку длина волн таких возмущений существенно больше толщины пограничного слоя, данное возмущение не вызвано пульсациями пограничного слоя и, по-видимому, представляет собой низкочастотные пульсации свободного потока. На рис. 4,б,г,е внутри пограничного слоя при частотах $f \approx 1$ кГц видны также пики с относительно высоким уровнем когерентности (приблизительно 0,2). Данные пульсации также не связаны с возмущениями, развивающимися в пограничном слое вследствие неустойчивости, поскольку длина их волны очень велика. Наличие этих пульсаций, вероятно, обусловлено откликом пограничного слоя на

низкочастотные возмущения свободного потока, которые приводят к изменению толщины и других параметров пограничного слоя, измеряемых обоими датчиками.

Ситуация меняется в режимах перемежаемости (см. рис. 4,з) и турбулентности (см. рис. 4,к). Для этих данных корреляция возмущений наблюдается в основном внутри пограничного слоя. Частотный диапазон взаимосвязанных колебаний увеличивается: $f = 0,7 \div 30,0$ кГц. Максимальные значения коэффициента когерентности наблюдаются в зоне максимальных среднеквадратичных пульсаций (см. рис. 3,б). По высоте область с большими значениями коэффициента когерентности ограничена толщиной пограничного слоя ($\delta = 0,6$ мм при $Re_1 = 23 \cdot 10^6$ 1/м; $\delta > 1,2$ мм при $Re_1 = 26,7 \cdot 10^6$ 1/м (см. рис. 3)).

Во внешней части пограничного слоя уровень согласованности сигналов существенно уменьшается. Это может быть обусловлено тем, что в режиме разрушения ламинарного течения и в турбулентном режиме пульсации внешнего потока оказывают существенно меньшее влияние на пульсации трения на стенке при резко возросшем уровне пульсаций в пограничном слое и, следовательно, возросшем уровне полезного сигнала. Другой причиной уменьшения уровня согласованности сигнала вне пограничного слоя может являться тот факт, что возмущения, возникающие вблизи границы пограничного слоя, включают не только возмущения набегающего потока, но и возмущения пограничного слоя. В результате слабые колебания внешнего течения не оказывают влияния на поток.

Верхний частотный предел корреляционных измерений (приблизительно 40 кГц), очевидно, зависит от частотного предела измерений термоанеметрическими датчиками, используемыми в данной работе.

Анализ полученных данных позволяет утверждать, что поверхностный тонкопленочный датчик, расположенный в области ламинарного течения, регистрирует только пульсации, соответствующие возмущениям внешнего потока установки Т-325. Возмущения, обусловленные развитием неустойчивости в пограничном слое (в данном течении должны возникать наклонные волны Толлмина — Шлихтинга [19]), не удалось зарегистрировать с помощью данных датчиков в условиях проведенных экспериментов [20].

Данные, получаемые пленочным датчиком в области режимов перемежаемости и турбулентности, позволяют анализировать нестационарность течения в пограничном слое.

Заключение. Проведены эксперименты при числе Маха $M_\infty = 1,43$ в диапазоне единичных чисел Рейнольдса $Re_1 = 11,0 \cdot 10^6 \div 26,7 \cdot 10^6$ 1/м. Измерения проводились пленочным поверхностным и ниточным сканирующим датчиками термоанемометра постоянного сопротивления.

Получены профили среднего напряжения, интегральные пульсации и спектры в пограничном слое для ламинарного, переходного и турбулентного режимов обтекания. Подтверждено предположение, что по измеренным спектрам пульсаций, интегральным пульсациям и среднему напряжению пленочного датчика можно однозначно определить режим обтекания и положение ламинарно-турбулентного перехода.

С помощью коэффициентов когерентности исследовалась взаимосвязь результатов измерений, выполненных поверхностным термоанеметрическим датчиком, с результатами измерений, выполненных сканирующим датчиком термоанемометра.

Показано, что в случае ламинарного пограничного слоя данные, полученные с помощью поверхностного датчика, имеют высокий уровень корреляций только в области $f \leq 2 \div 3$ кГц вблизи внешней границы пограничного слоя. Наиболее вероятной причиной этих корреляций является наличие низкочастотного шума в аэродинамической трубе, регистрируемого обоими датчиками.

При значениях числа Рейнольдса, соответствующих зарождающемуся или развитому турбулентному пограничному слою, происходит заполнение спектров когерентности в широком частотном диапазоне ($f = 200 \div 4000$ кГц) практически во всей области погра-

ничного слоя. Следовательно, поверхностный термоанеметрический датчик достаточно точно регистрирует когерентные структуры, развивающиеся в переходном и турбулентном режимах в пограничном слое, но в условиях данных экспериментов не регистрирует возмущения в ламинарном пограничном слое.

Таким образом, для течения, соответствующего переходу от ламинарного режима к турбулентному, данные, полученные поверхностным датчиком, достаточно точно описывают пульсации массового расхода в пограничном слое.

ЛИТЕРАТУРА

1. Vishnyakov O. I., Polivanov P. A., Sidorenko A. A. Comparison of hot-wire and particle image velocimetry measurements in the zone of interaction of a shock wave with a boundary layer at Mach number of 1.43 // Phys. Fluids. 2021. V. 33, N 11. 111704. DOI: 10.1063/5.0064103.
2. Haghiri A. A., Fallahpour N., Mani M., Tadjfar M. Experimental study of boundary layer in compressible flow using hot film sensors through statistical and qualitative methods // J. Mech. Sci. Technol. 2015. V. 29, N 11. P. 4671–4679. DOI: 10.1007/s12206-015-1013-1.
3. Canepa E., Ubaldi M., Zunino P. Experiences in the application of intermittency detection techniques to hot-film signals in transitional boundary layers // Proc. of the 16th symp. on measuring techniques in transonic and supersonic flow in cascades and turbomachines. Cambridge: S. n., 2002. P. 2077–2085.
4. Rendon-Cardona C., Ruan Z., Ruiz-Salguero O. Skin-friction measurements in turbulent boundary layers // Intern. J. Engng Technol. 2020. V. 12, N 1. P. 1–15. DOI: 10.21817/ijet/2020/v12i1/201201002.
5. Braune M., Koch S. Application of hot-film anemometry to resolve the unsteady boundary layer transition of a laminar airfoil experiencing limit cycle oscillations // Experiments Fluids. 2020. V. 61, N 1. P. 61–68. DOI: 10.1007/s00348-020-2907-y.
6. Sun B., Ma B., Wang P., et al. High sensitive flexible hot-film sensor for measurement of unsteady boundary layer flow // Smart Materials Structures. 2020. V. 29. 035023. DOI: 10.1088/1361-665X/ab6ba8.
7. Haselbach F., Nitsche W. Calibration of single-surface hot films and in-line hot-film arrays in laminar or turbulent flows // Measurement Sci. Technol. 1996. V. 7. P. 1428–1438.
8. David E. G., Klaus B. Directional sensitivity of wall mounted hot-film gauges // Measurement Sci. Technol. 1996. V. 7. P. 1410–1417.
9. Moes T. R., Sarma G. R., Mangalam S. M. Flight demonstration of a shock location sensor using constant voltage hot-film anemometry: Tech. Memorandum / NASA. N 4806. S. l., 1997.
10. Bauer K., Knobling R., Scharnowski S., et al. Micro structured hot film sensor arrays for the analysis of coherent structures in turbulent and transitional flows // Proc. of the 20th Intern. conf. on solid-state sensors, actuators and microsystems & eurosensors XXXIII (Transducers & eurosensors XXXIII), Berlin (Germany), June 23–27, 2019. Berlin: S. n., 2019. P. 2130–2133. DOI: 10.1109/TRANSDUCERS.2019.8808351.
11. Griffin P. C., Davies M. R. D. On the use of hot film sensors in the investigation of fluid dynamic phenomena in the near wall region // Proc. of the 16th symp. on measuring techniques in transonic and supersonic flow in cascades and turbomachines. Cambridge: S. n., 2002.
12. Краузе М., Гайсбауэр У., Крэмэр Э., Косинов А. Д. Экспериментальное исследование возмущений свободного потока при прохождении косого скачка уплотнения посредством диаграммного метода с использованием клиновидного пленочного датчика // Теплофизика и аэромеханика. 2019. Т. 26, № 6. С. 841–854.

13. **Seifert A., Melton L. P.** Control and identification of turbulent boundary layer separation // Proc. of the IUTAM symp. on one hundred years of boundary layer research. Solid mechanics and its applications, Göttingen (Germany), Aug. 12–14, 2004. Dordrecht: Springer, 2006. V. 129. P. 199–208. DOI: 10.1007/978-1-4020-4150-1_19.
14. **Бунтин Д. А., Вишняков О. И., Поливанов П. А. и др.** Определение АЧХ системы термоанемометр + датчик по лазерному импульсу // Теплофизика и аэромеханика. 2024. Т. 31, № 1. С. 145–151.
15. **Косинов А. Д., Семенов Н. В., Яцких А. А. и др.** Влияние радиуса притупления передней кромки пластины на отклик пограничного слоя при воздействии N -волны при числе Maxa $M = 2$ // Теплофизика и аэромеханика. 2023. Т. 30, № 2. С. 239–249.
16. **Панина А. В., Косинов А. Д., Ермолаев Ю. Г. и др.** Экспериментальное исследование средних и пульсационных характеристик 2D/3D сверхзвукового пограничного слоя за плоскими одиночными шероховатостями // Теплофизика и аэромеханика. 2014. Т. 21, № 1. С. 3–13.
17. **Яцких А. А.** Экспериментальное исследование возбуждения и эволюции волнового пакета в сверхзвуковых пограничных слоях: Дис. канд. физ.-мат. наук. Новосибирск, 2020.
18. **Kay S. M.** Modern spectral estimation. Englewood Cliffs: Prentice-Hall, 1988.
19. **Поливанов П. А., Хотяновский Д. В., Кутепова А. И., Сидоренко А. А.** Исследование различных подходов к моделированию ламинарно-турбулентного перехода в сжимаемых отрывных течениях // ПМТФ. 2020. Т. 61, № 5. С. 40–51. DOI: 10.15372/PMTF20200505.
20. **Baines P., Majumdar S., Mitsudera H.** The mechanics of the Tollmien — Schlichting wave // J. Fluid Mech. 1996. V. 312. P. 107–124. DOI: 10.1017/S0022112096001930.

*Поступила в редакцию 11/IX 2023 г.,
после доработки — 11/XII 2023 г.
Принята к публикации 25/XII 2023 г.*