

УДК 532.526.3

## **ОСОБЕННОСТИ ПЕРЕХОДА ЛАМИНАРНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ В ТУРБУЛЕНТНЫЙ НА КОНУСЕ**

**МАСЛОВ А. А., ШЕВЕЛЬКОВ С. Г.**

Приведенные в литературе экспериментальные результаты по изучению перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный на конусах в основном получены либо в ударных трубах [1], либо в аэробаллистических трассах при больших числах Маха  $M > 5$  (см. обзор [2]). Практически во всех работах отсутствуют сведения о спектральном составе как внешних возмущений, так и возмущений в пограничном слое конусов. Из этих данных трудно сделать какие-либо предположения о причинах влияния единичного числа Рейнольдса и числа Маха на переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный. Поэтому представляет интерес изучение процесса перехода на модели конуса при умеренных числах  $M \leq 4$  при известном спектральном составе внешних возмущений. Наиболее подходящие условия для такого рода экспериментов могут быть созданы в сверхзвуковых аэродинамических трубах периодического действия.

В данной работе проведено экспериментальное исследование влияния единичного числа Рейнольдса и числа Маха на переход на остром круговом конусе. Измерены спектры возмущений в пограничном слое конуса. Показано, что положение перехода определяется уровнем возмущений на частотах, вызывающих переход.

1. Эксперименты проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТГМ СО АН СССР, имеющей рабочую часть с сечением  $200 \times 200$  мм. Описание экспериментальной установки приведено в работе [3], в [4] дана структура турбулентности в ее рабочей части.

Параметры потока (температура в форкамере, статическое давление в рабочей части и полное давление в форкамере) определялись стандартной для аэродинамической трубы аппаратурой, что позволяло определить единичное число Рейнольдса с точностью  $\pm 2\%$ , а число Маха  $\pm 1\%$ . Измерения проводились в пограничном слое острого стального конуса длиной 335 мм, с диаметром основания 50 мм и углом при вершине  $10^\circ$ . Модель выставлялась под нулевым углом атаки в центре рабочей части аэродинамической трубы.

Определение точки перехода проводилось известным методом при помощи трубки полного напора (см., например, [5]). Трубка имела размеры  $1,3 \times 0,3$  мм. Измерялось распределение полного давления на поверхности конуса вдоль образующей. Точка конца перехода фиксировалась по положению максимума полученной зависимости. Касание датчиком поверхности модели контролировалось по электрическому контакту датчик — модель.

Спектры возмущений снимались при помощи термоанемометра постоянного тока ТПТ-3 и анализатора спектра СК-4-56 в пограничном слое модели в районе максимума пульсаций массового расхода. Использовались датчики с нитью из вольфрама диаметром 6 мкм. В процессе измерений за счет перемещения датчика напряжение в диагонали моста термоанемометра поддерживалось постоянным, что приблизительно соответствовало измерениям вдоль линии постоянной скорости и температуры [6].

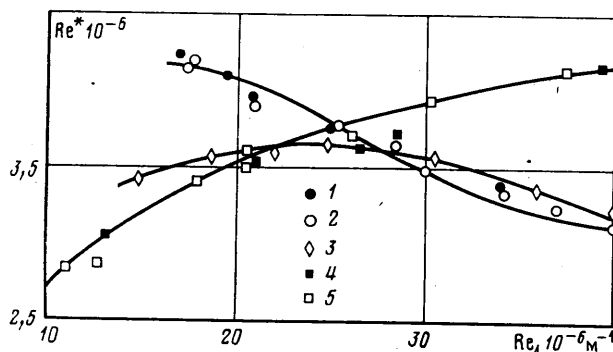
Датчик термоанемометра (или насадок полного давления) крепился в державке настенного координатника и мог перемещаться перпендикулярно потоку с точностью  $\pm 0,01$  мм. Модель конуса была закреплена на штанге координатника рабочей части Т-325 и перемещалась вдоль оси потока с точностью  $\pm 0,1$  мм.

2. На фиг. 1 представлены зависимости числа Рейнольдса перехода  $Re^*$  от единичного числа Рейнольдса ( $Re_1$ ). Точки 1—2 соответствуют  $M=2$ , точки 3 —  $M=3$ , точки 4—5 —  $M=4$ . Число Рейнольдса перехода вычислялось по расстоянию от носика модели и значениям скорости и вязкости в невозмущенном потоке. Единичное число Рейнольдса рассчитано на длину 1 м. Большинство экспериментальных данных получено для

случая, когда модель передвигалась вдоль оси потока, т. е. менялось ее местоположение относительно рабочей части.

Ранее были проведены исследования по влиянию на переход местоположения модели в рабочей части аэродинамической трубы [7]. Было получено, что перемещение плоской пластины на 250 мм при  $M=2$  может привести к изменению числа Рейнольдса перехода на 30% (для  $M=3$  и 4 это влияние значительно слабее). Однако авторы отмечают, что для других условий проведения экспериментов (другая экспериментальная установка, различное расположение модели относительно критического сечения сопла и др.) влияние местоположения может проявиться по-другому.

В связи с этим в настоящей работе были проведены эксперименты с



Фиг. 1

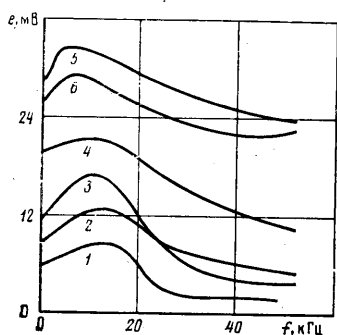
различным местоположением модели в рабочей части трубы. Для  $M=2$  трубка Пито устанавливалась сначала в первом окне рабочей части (точки 1), затем во втором (точки 2). Это соответствовало перемещению модели относительно рабочей части на 170 мм. Различий в результатах замечено не было. Для  $M=4$  модель в одном из экспериментов была закреплена стационарно, а трубка полного давления перемещалась по поверхности вдоль образующей (точки 4). Видно, что различия в результатах также нет. Из этих экспериментов можно сделать вывод, что в условиях аэродинамической трубы Т-325 перемещения модели конуса вдоль рабочей части на расстояния, в пределах которых передвигается точка перехода в зависимости от режима работы установки, не влияют на положение перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный.

Характер изменения чисел Рейнольдса перехода в зависимости от единичного числа Рейнольдса разный для различных чисел Маха: с увеличением  $Re_1$  для  $M=4$  число  $Re^*$  растет, для  $M=3$  имеется максимум, для  $M=2$  число  $Re^*$  убывает. Аналогичные исследования, проведенные в этой же установке на моделях плоских теплоизолированных пластин [5], показали, что во всех случаях наблюдался рост  $Re^*$  при увеличении  $Re_1$ . Однако для охлаждаемых пластин, при низких значениях температурного фактора, было получено, что с увеличением единичного числа Рейнольдса число Рейнольдса перехода падает [8]. Таким образом, можно сделать вывод, что характер зависимостей  $Re^*$  от  $Re_1$  нельзя описать при помощи каких-либо универсальных эмпирических зависимостей, содержащих только  $Re_1$  (например, зависимости типа  $Re^* = \text{const } Re_1^n$ ).

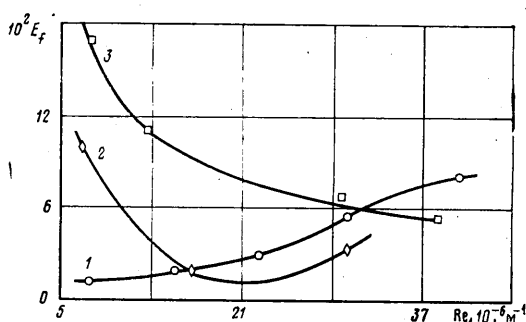
В работах [6, 9] характер зависимостей  $Re^*$  от  $Re_1$  объясняется изменением начального уровня возмущений тех частот, которые вызывают переход в пограничном слое на плоской пластине. При изменении  $Re_1$  характер развития возмущений в линейной области не изменяется [6] и нелинейные процессы, а тем самым и переход в основном определяются интенсивностью пульсаций в некоторой полосе частот, определяемой комплексом влияющих параметров (среднее течение, спектральный со-

став внешних возмущений, условия формирования спектра в пограничном слое, т. е. его «восприимчивость», и т. д.).

Для того чтобы определить характерные частоты возмущений, вызывающих переход на конусе в условиях данной работы, были измерены спектры пульсаций массового расхода в пограничном слое для исследуемых чисел Маха и различных значений  $Re_1$ . На фиг. 2 в качестве примера приведены спектры возмущений в пограничном слое модели конуса для  $M=3$ ,  $Re_1=20 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$  для разных значений продольной координаты  $x$ . Цифры 1–6 соответствуют  $x=30; 70; 100; 150; 170$  и  $190$  мм. Видно, что по мере увеличения  $x$  от носика модели до положения точки перехода уровень возмущений растет, причем больше растут возмущения низких



Фиг. 2



Фиг. 3

частот. В диапазоне  $x$  от 100 до 150 мм начинается интенсивный рост возмущений всех частот. В этой области начинается переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный. Наибольшая доля энергии принадлежит возмущениям с частотой  $f \approx 10-12$  кГц, что соответствует безразмерной частоте  $F = 2\pi f / (Re_1 U) \approx 5,8 \cdot 10^{-6}$ , где  $f$  — частота возмущения,  $U$  — скорость в невозмущенном потоке. Аналогичные измерения для  $M=2$  показали, что наибольшая доля энергии принадлежит возмущениям с частотой  $F \approx 3,6 \cdot 10^{-6}$ , для  $M=4$   $F \approx 4,7 \cdot 10^{-6}$ . Следовательно, можно предположить, что возмущения именно этих частот вызывают переход на конусе в условиях аэродинамической трубы Т-325.

Для возмущений с частотами, вызывающими переход на конусе, были построены зависимости энергий пульсаций давления ( $E_f$ ) в свободном потоке от  $Re_1$  (фиг. 3). Они получены из энергетических спектров пульсаций давления в рабочей части аэродинамической трубы Т-325, приведенных в [4] и являются начальными условиями для развития возмущений, вызывающих переход в пограничном слое конуса. При неизменном ламинарном пограничном слое чем меньше начальные пульсации давления, тем дальше переход (пульсации массового расхода пропорциональны соответствующим им пульсациям давления). Из фиг. 3 видно, что уровень возмущений с частотами  $F \approx 3,6 \cdot 10^{-6}$  в рабочей части аэродинамической трубы Т-325 для  $M=2$  (кривая 1) с увеличением  $Re_1$  растет; для  $M=3$  и  $F \approx 5,8 \cdot 10^{-6}$  сначала падает, затем растет (кривая 2); для  $M=4$ ,  $F \approx 4,7 \cdot 10^{-6}$  — падает (кривая 3). В полном соответствии с изменением уровня начальных пульсаций изменяются числа Рейнольдса перехода, приведенные на фиг. 1.

Можно выделить два основных фактора, которые приводят к увеличению чисел Рейнольдса перехода при уменьшении уровня внешних возмущений.

Во-первых, влияние через амплитуду возмущений. Пограничный слой усиливает возмущения в соответствии с теорией гидродинамической устойчивости, и чем меньше амплитуда начальных возмущений, тем дольше

ей нужно расти и тем при больших значениях чисел Рейнольдса наступят интенсивные нелинейные процессы, вызывающие переход.

Во-вторых, влияние через изменение частоты, определяющей переход. Характер развития возмущений зависит от их частоты. Чем больше частота возмущения, тем ближе к передней кромке и уже область нарастания возмущений (это следует из вида кривых нейтральной устойчивости, см., например, [2]). Чем меньше частота, тем дальше от передней кромки и шире область неустойчивости. Возмущения высоких частот, имеющие большие коэффициенты усиления, пройдут узкую область неустойчивости и, если их амплитуда достаточно мала, не вызвав переход, начнут затухать. Возмущения низких частот такой же амплитуды начинают расти при больших значениях чисел Рейнольдса и нарастают медленнее, однако из-за большей протяженности области нарастания они могут вырасти до больших значений [9]. Таким образом, при уменьшении уровня внешних возмущений переход будет определяться возмущениями все более низких частот. Оба эти фактора приводят к затягиванию перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный при уменьшении уровня возмущений в полосе частот, определяющих переход.

Измерения, проведенные в данной работе, не позволяют сделать однозначные заключения о причинах влияния числа Маха на переход, так как при изменении числа  $M$  изменяются как характеристики устойчивости течения в пограничном слое (влияние сжимаемости), так и интенсивность и спектральный состав внешних возмущений.

Различие в числах Рейнольдса перехода для моделей конуса и плоской пластины в случае одинаковых условий проведения экспериментов может быть объяснено также уменьшением уровня начальных возмущений на конусе.

Коэффициенты пространственного усиления естественных возмущений, вызывающих переход, на плоской пластине и конусе (продольная координата которого уменьшена в 3 раза) примерно одинаковы [10]. Следовательно, для случая одинаковых начальных условий для модели конуса и плоской пластины различие в числах Рейнольдса перехода может быть объяснено только разным характером генерации возмущений в пограничном слое. Возможна генерация возмущений в районе носика модели. Для конуса это генерация возмущений в точке, для пластины — вдоль линии. Возможна также генерация возмущений акустическими волнами на неоднородности (непараллельности) течения в пограничном слое модели. Для конуса непараллельности течения в пограничном слое меньше, чем для пластины. Обе эти причины могут привести к тому, что уровень начальных возмущений в пограничном слое на конусе меньше, чем на пластине. Из-за низкого уровня начальных возмущений переход на конусе определяется более низкочастотными (по сравнению с пластиной) возмущениями, которые начинают расти при больших значениях чисел Рейнольдса.

Таким образом, для пограничного слоя на остром круговом конусе, как и для случая плоских пластин, влияние единичного числа Рейнольдса на переход при испытаниях в аэродинамических трубах проявляется в основном через изменение интенсивности и спектрального состава возмущений в рабочей части трубы.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Боровой В. Я., Колочинский Ю. Ю., Яковлева Л. В. Исследование влияния единичного числа Рейнольдса на переход пограничного слоя на остром конусе. — Изв. АН СССР. МЖГ, 1982, № 4, с. 32–38.
2. Гапонов С. А., Маслов А. А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980. 144 с.
3. 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, 1972, с. 11–13.
4. Лебига В. А. Характеристики пульсаций в рабочей части сверхзвуковой аэроди-

- намической трубы.— В кн.: Неустойчивость до- и сверхзвуковых течений. Новосибирск, 1982, с. 123–130.
5. Приданов В. Г., Харитонов А. М., Черных В. В. Совместное влияние чисел Маха и Рейнольдса на переход в пограничном слое.— Изв. АН СССР. МЖГ, 1974, № 1, с. 160–164.
  6. Lebiga V. A., Maslov A. A., Pridanov V. G. Experimental investigation of the stability of supersonic boundary layer on a flat insulated plate.— Arch. Mech., 1979, v. 31, № 3, p. 397–405.
  7. Баринов В. А., Веденеев В. Б., Мозольков А. С. Влияние акустических возмущений на переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный при сверхзвуковых скоростях.— Уч. зап. ЦАГИ, 1976, т. 7, № 3, с. 32–38.
  8. Лысенко В. И., Маслов А. А. Переход ламинарного сверхзвукового пограничного слоя в турбулентный при охлаждении поверхности.— ПМТФ, 1981, № 3, с. 30–36.
  9. Mack L. M. A numerical method for the prediction of high-speed boundary-layer transition using linear theory.— In: Aerodynamic Analysis Requiring Advances Computers. Pt I. Washington, 1975, p. 101–123.
  10. Маслов А. А., Шевельков С. Г. Развитие возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на конусе, установленном под нулевым углом атаки.— В кн.: Неустойчивость до- и сверхзвуковых течений. Новосибирск, 1982, с. 107–115.

Новосибирск

Поступила в редакцию  
1.VI.1984