

УДК 532.52.63

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПЕРЕХОДА ЛАМИНАРНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ В ТУРБУЛЕНТНЫЙ ПРИ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

В. В. СТРУМИНСКИЙ, А. М. ХАРИТОНОВ, В. В. ЧЕРНЫХ

(Новосибирск)

Обычно принимается, что состояние пограничного слоя и положение область перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный на геометрически подобных телах определяется основными параметрами подобия — числами Маха M и Рейнольдса Re . Однако в последние годы при сверхзвуковых скоростях обнаружено значительное влияние на переход параметра (ν/U) , вычисленного по скорости и вязкости набегающего потока и имеющего размерности длины.

Экспериментальные исследования [1-3] показали, что с уменьшением ν/U или с увеличением единичного числа Рейнольдса (U/ν) непрерывно возрастает число Рейнольдса перехода Re_t , при этом величина и характер поведения зависимости $Re_t = f(U/\nu)$ различны в аэродинамических трубах, отличающихся размерами рабочей части. Обнаружив влияние размера рабочей части на Re_t , Пейт и Шюлер [1] высказали предположение, что зависимость числа Re_t в сверхзвуковых аэродинамических трубах может быть объяснена аэродинамическим шумом, излучаемым турбулентным пограничным слоем стенок трубы. Однако исследования Поттера [2], проведенные на баллистической трассе, где «эффекты аэродинамической трубы» не проявляются, показали, что влияние единичного числа Рейнольдса на переход существует независимо от шума турбулентного пограничного слоя.

Одновременно с этим исследования на конических моделях в гиперзвуковой аэродинамической трубе [3], пограничный слой на стенках которой образован смесью с низким молекулярным весом, состоящей из гелия и воздуха, не обнаружили влияния единичного числа Рейнольдса на переход.

Влияние единичного числа Рейнольдса на переход также было обнаружено на крыловом профиле в работе [4].

Таким образом, имеющиеся в литературе экспериментальные данные позволяют получить достаточно четкую картину влияния единичного числа Рейнольдса на переход в пограничном слое.

Однако результаты этих исследований проведены в сравнительно узком диапазоне единичных чисел Рейнольдса (до $23 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$). Представляет большой интерес изучить влияние единичного числа Рейнольдса на переход в более широком диапазоне (U/ν) .

Настоящие эксперименты посвящены исследованию влияния единичного числа Рейнольдса на переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный при сверхзвуковом обтекании плоской пластины в аэродинамических трубах с различными размерами рабочей части.

Исследования проводились в сверхзвуковых аэродинамических трубах ИТПМ Т-313 и Т-325 при числах Маха набегающего потока $M = 3$ и 4 в широком диапазоне единичных чисел Рейнольдса $(10 \div 74) \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$.

В работе приняты следующие обозначения: x, y — оси координат; θ — угол заострения передней кромки, b — толщина передней кромки; p_0, p_0' — давление торможения на пластине и за прямым скачком уплотнения; U — скорость; ν — коэффициент кинематической вязкости.

Условия эксперимента. Аэродинамические трубы Т-313 и Т-325 с размерами рабочей части $0.6 \times 0.6 \text{ м}^2$ и $0.2 \times 0.2 \text{ м}^2$ соответственно являются установками баллонного типа периодического действия с выхлопом в атмосферу.

Диапазон чисел Маха обеспечивается в обеих трубах плоскими сменными вставками. Неравномерность поля скоростей в рабочей части не превышает $\pm 1\%$, а пульсации массового расхода составляют $0.4 \div 0.9\%$ в зависимости от чисел Маха и Рейнольдса. Повышенное давление в фор-

камере и применение системы эжекторов обеспечивают широкий диапазон единичных чисел Рейнольдса.

Исследования производились на плоских пластинах при нулевом угле атаки. Высота неровностей рабочей поверхности пластин составляла не более 2 мк.

Основные характеристики используемых аэродинамических труб и моделей приведены в таблице, в которой для сравнения приводятся также данные научно-испытательного центра имени Арнольда (АЕОС) по некоторым аэродинамическим трубам.

Начало и конец области перехода определялись по положению минимума и максимума соответственно на кривой распределения полного давления. Давление измерялось трубкой Пито, перемещаемой по поверхности пластины.

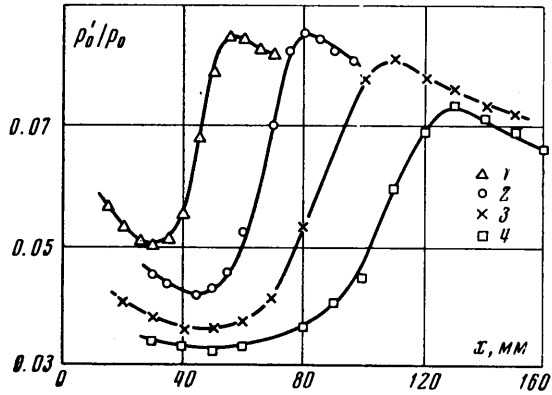
При этом методе измерений перехода важно влияние относительного размера насадка и толщины пограничного слоя на вид этой кривой.

Исследования Мишеля и Смита [6] в аэродинамической трубе ОНЕРА при $M = 7$, а также аналогичные методические исследования, проведенные авторами данной работы в аэродинамической трубе Т-325 при $M = 2.0$, показали, что размер насадка должен быть приблизительно равен половине толщины пограничного слоя в области начала перехода.

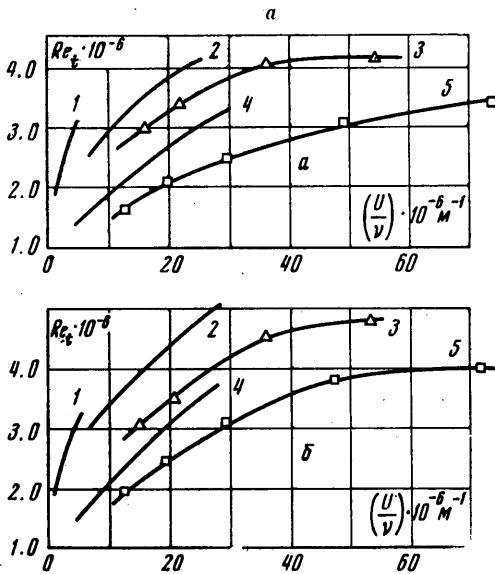
Во всем исследованном в данной работе диапазоне единичных чисел Рейнольдса максимум и минимум кривой распределения безразмерного полного давления в пограничном слое отчетливо выражены на фиг. 1, и начало и конец области перехода определялись по ним с достаточной степенью достоверности. Данные 1, 2, 3, 4 соответствуют следующим значениям $U/\nu \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$: 72, 47.4, 29.3, 19.3 и значениям $M = 3$, $b = 0.1 \text{ мм}$.

В настоящих экспериментах использовались насадки толщиной $\leq 0.25 \text{ мм}$ со целью $\sim 0.11 \text{ мм}$, которые перемещались по пластине при помощи специальных координатников. Точность определения положения насадков относительно передней кромки пластины составляла $\pm 1 \text{ мм}$.

Значения чисел Рейнольдса перехода при $b = 0$ были получены экстраполяцией. На фиг. 2а, б представлены результаты иссле-

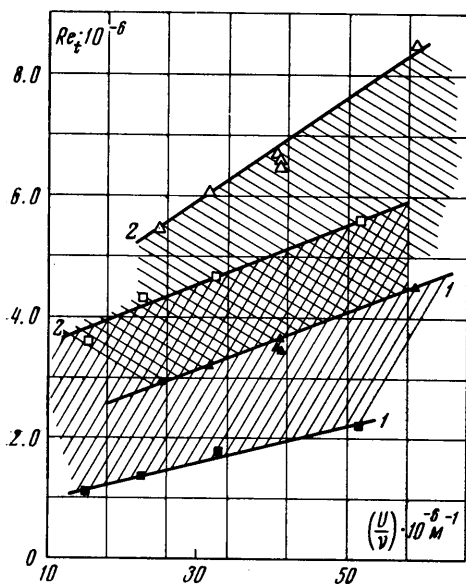


Фиг. 1



Фиг. 2

дований влияния единичного числа Рейнольдса на переход в пограничном слое при значениях $b = 0.05$ мм и $b = 0.01$ мм соответственно. Здесь же приведены данные Пейта и Шюлера из работы [1]. Кривые 1, 2, 3, 4, 5 соответствуют экспериментам в аэродинамических трубах, указанных в таблице под номерами 5, 3, 1, 4, 2. Следует отметить, что во всем исследованном диапазоне единичных чисел Рейнольдса переход пограничного слоя на пластине в аэродинамической трубе с меньшей рабочей частью (Т-325) наступает раньше, чем в аэродинамической трубе Т-313 (несмотря на то, что в конструкции аэродинамической трубы Т-325 предусмотрены специальные устройства для снижения уровня акустических шумов, вибраций элементов конструкции и уменьшения степени турбулентности в форкамере).



Фиг. 3

Как видно из фиг. 2, в области значений единичных чисел Рейнольдса, больших $40 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$, происходит существенное снижение приращения числа Рейнольдса перехода, которое при достаточно больших значениях (U/v) полностью стабилизируется. Этот эффект в аэродинамических трубах с большими размерами рабочей части проявляется, по-видимому, при меньших значениях (U/v) .

Влияние единичного числа Рейнольдса на характер изменения области перехода при $M = 4$ приведено на фиг. 3. Здесь индекс 1 соответствует началу, 2 — концу зоны перехода. Треугольники соответствуют экспериментам на Т-313, а квадраты на Т-325.

Видно, что во всем исследованном диапазоне (U/v) происходит не только увеличение значения числа Рейнольдса перехода, но и расширяется сама область перехода.

Как видно из приведенных графиков на переход в пограничном слое существенное влияние оказывает размер рабочей части трубы D , поэтому целесообразно использовать безразмерный параметр $Re_D = UD/v$. На

Видно, что во всем исследованном диапазоне (U/v) происходит не только увеличение значения числа Рейнольдса перехода, но и расширяется сама область перехода.

Как видно из приведенных графиков на переход в пограничном слое существенное влияние оказывает размер рабочей части трубы D , поэтому целесообразно использовать безразмерный параметр $Re_D = UD/v$. На

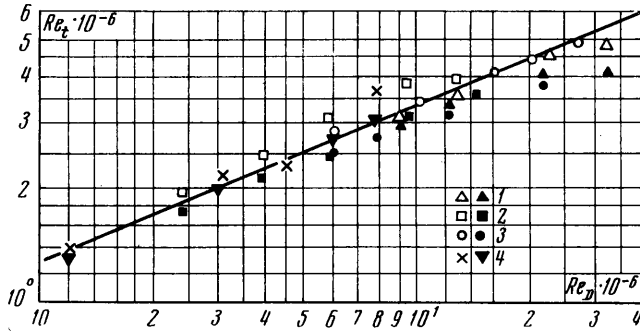
№ № п/п	Аэродинамическая труба	M	Размер рабочей части	$(\frac{U}{v}) \cdot 10^{-6} \text{ м}^{-1}$	Модель	b , мм	θ°
1.	ИИТМ Т-313	3	0.6×0.6	16÷54	ПП*	0.05, 0.1, 0.15,	14.5
2.	ИИТМ Т-325	3	0.2×0.2	10÷74	ПП	0, 0.5, 0.1, 0.15,	14.5
3.	AEDC—VKF—A	3	1.02×1.02	5.9÷23.5	ПЦ**	0.0533, 0.009	6.0
4.	AEDC—VKF—D	3	0.305×0.305	3.9÷23.5	ПЦ	0.0533, 0.009	6.0
5.	AEDC—PWT—16S	3	4.88×4.88	1.9÷4.35	ПЦ	0.04, 0.13	6.5

ПП* — плоская пластина

ПЦ** — полный цилиндр

Фиг. 4 представлена зависимость числа Рейнольдса перехода от Re_D , полученная по результатам измерений в аэродинамических трубах с различными размерами рабочей части при $M = 3$ для двух значений притупления передней кромки.

Данные 1—4 получены на аэродинамических трубах 1—4 (см. таблицу), темные значки соответствуют $b = 0.05$, светлые и крестик — $b = 0.1$. В области, где проявляется явная зависимость числа Рейнольдса перехода

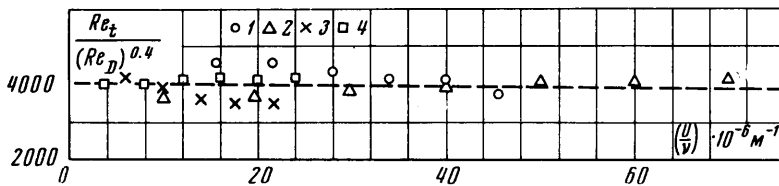


Фиг. 4

от единичного числа Рейнольдса приведенные результаты удовлетворительно обобщаются зависимостью

$$Re_t = c \left(\frac{UD}{\nu} \right)^{0.4}$$

В области стабилизации экспериментальные точки расположены ниже прямой. Нейджел [7], проводя качественный анализ возможного влияния единичного числа Рейнольдса на переход на основе эмпирической теории «турбулентных пятен» Эммонса, также пришел к выводу, что число Re_t пропорционально числу Рейнольдса, вычисленному по диаметру рабочей части трубы в степени 0.4.



Фиг. 5

Из приведенного соотношения следует, что при обработке результатов эксперимента с использованием параметра $Re_t / Re_D^{0.4}$ данные по переходу в пограничном слое не должны зависеть от единичного числа Рейнольдса. Это хорошо видно на фиг. 5, где представлены результаты исследований перехода в пограничном слое пластины, полученные в различных аэродинамических трубах. (Нумерация данных соответствует нумерации аэродинамических труб в таблице.)

1. Получены новые результаты по переходу ламинарного пограничного слоя в турбулентный на плоской пластине при числах $M = 3$ и 4 в широком диапазоне изменения единичных чисел Рейнольдса $(10 \div 74) \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$.

2. При больших значениях единичного числа Рейнольдса обнаружен эффект стабилизации, который проявляется раньше в аэродинамических трубках с большими размерами рабочей части.

3. При малых значениях единичного числа Рейнольдса положение области перехода в различных аэродинамических трубах достаточно хорошо определяется числом Re_D .

Авторы благодарят В. И. Корнилова и В. Г. Приданова за помощь в подготовке и проведении экспериментов.

Поступило 8 VII 1971

ЛИТЕРАТУРА

1. Pate S. R., Schueler C. I. Radiated aerodynamic noise effects on boundary-layer transition in supersonic and hypersonic wind tunnels. *AIAA Journal*, 1969, No. 2.
2. Potter I. J. Observations on the influence of ambient pressure on boundary-layer transition. *AIAA Journal*, 1968, No. 10.
3. Mater G. G., Larson H. K. Unusual boundary-layer transition results on cones in hypersonic flow. *AIAA Journal*, 1969, No. 4.
4. Корнилов В. И., Левченко В. Я., Харитонов А. М. Исследование перехода пограничного слоя на крыловом профиле при сверхзвуковых скоростях. *Изв. СО АН СССР, Сер. техн.*, 1971, вып. 1, № 8.
5. Potter I. J., Whitfield I. D. Effects of slight nose bluntness and roughness on boundary-layer transition in supersonic flows. *J. Fluid Mech.*, 1962, vol. 21.
6. Michel R., Schmith V. Resultats sur la region de transition de la couche limite hypersonique. *L'Aeronautique*, 1970, No. 19.
7. Nagel A. L. Analysis of the unit reynoldis number effect in hypersonic flat plate boundary-layer transition. *Standford Univ. Press, Proc. 1968 Heat Transfer and Fluid Mech. Inst.*, 1968.