

Некоторый сдвиг кривых вверх по оси z обусловлен отличием плотности раствора ($\rho=13.1 \text{ г/см}^3$) от плотности ртути в канале. Это подтверждается результатами эксперимента с начальной концентрацией раствора 4.5 г/см^3 , где сдвиг кривых по оси z более выражен (фиг. 6). Кривые I и II соответствуют $B=0$ и $B=0.65 \text{ тл}$.

Авторы благодарят Л. Г. Лойцянского за полезную дискуссию, в ходе которой возникла идея постановки эксперимента, описанного в третьей части работы.

Поступила 11 V 1973

ЛИТЕРАТУРА

1. Старр В. Физика явлений с отрицательной вязкостью. М., «Мир», 1971.
2. Гаврилин Б. Л., Миранель А. П., Монин А. С. О спектре энергии синоптических процессов. Изв. АН СССР, Физика атмосферы и океана, 1972, т. 8, № 5, стр. 483—493.
3. Leith E. Atmospheric predicability and two-dimensional turbulence. J. Atmospheric Sci., 1971, vol. 28, No. 2, pp. 145—161.
4. Кит Л. Г., Цинобер А. Б. О возможности создания и исследования двумерной турбулентности в сильном магнитном поле. Магнитная гидродинамика, 1971, № 3, стр. 27—34.
5. Колесников Ю. Б., Цинобер А. Б. Двумерное турбулентное течение за круглым цилиндром. Магнитная гидродинамика, 1972, № 3, стр. 23—31.
6. Колесников Ю. Б. Двумерное турбулентное течение в канале с неоднородной электропроводностью стенок. Магнитная гидродинамика, 1972, № 3, стр. 32—36.
7. Плагник И. А. Корреляционное изучение преобразования поля турбулентных возмущений скорости в МГД-канале. В сб. «Седьмое рижское совещание по магнитной гидродинамике», вып. 1. Рига, «Зинатне», 1972, стр. 31—33.
8. Кит Л. Г., Колесников Ю. Б., Цинобер А. Б., Штерн П. Г. Применение кондукционного анемометра при исследовании МГД-следа за телом. Магнитная гидродинамика, 1969, № 4, стр. 71—77.
9. Брук Б. С. Полярнографические методы. М.—Л., «Энергия», 1965.

УДК 532.526.3

О ПРИРОДЕ ВЛИЯНИЯ ЕДИНИЧНОГО ЧИСЛА РЕЙНОЛЬДСА НА ПЕРЕХОД В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ

А. М. ХАРИТОНОВ, В. В. ЧЕРНЫХ

(Новосибирск)

Анализируются экспериментальные данные о влиянии так называемого единичного числа Рейнольдса Re_1 на переход в сверхзвуковом пограничном слое плоской пластины, полученные в ряде аэродинамических труб в широком диапазоне изменения параметров потока: $M_\infty=2\div 6$ и $Re_1=(10\div 60)\cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. В исследованном диапазоне параметров потока имеет место качественное соответствие в характере изменения числа Рейнольдса перехода Re_* и пульсаций давления с ростом единичного числа Рейнольдса. Предложен корреляционный параметр, учитывающий интенсивность и масштаб возмущений, который позволяет обобщить имеющиеся экспериментальные данные.

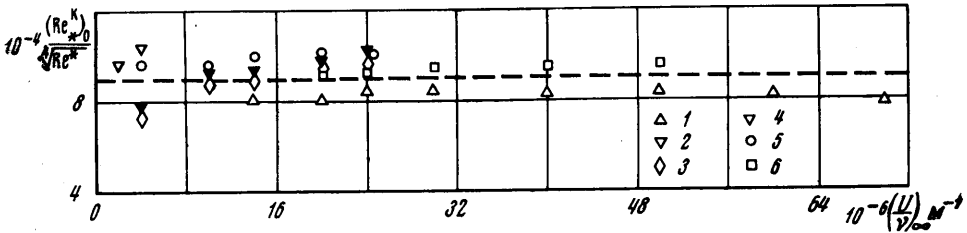
Показано, что эффект единичного числа Рейнольдса представляет собой результат совместного влияния на переход акустических возмущений и степени притупления передней кромки модели.

В течение ряда лет в литературе обсуждается вопрос о влиянии на переход в пограничном слое размерного параметра, который по установившейся терминологии именуется единичным числом Рейнольдса $Re_1=(U/v)_\infty$. Рядом исследователей [1—3] показано, что наблюдается рост числа Рейнольдса перехода Re_* с увеличением единичного числа Рейнольдса. Достаточно подробные обзоры экспериментальных данных по влиянию этого размерного параметра на переход приведены в [1, 2]. Можно отметить, что опубликованные в настоящее время экспериментальные данные по этому вопросу часто носят противоречивый характер и пока еще нет ясности, как учесть или исключить влияние этого параметра.

Наибольшие трудности при изучении перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный обусловлены взаимосвязанным влиянием на это явление различных

факторов. До настоящего времени не удается выделить влияние того или иного фактора в чистом виде.

В [3] авторы обратили внимание на то, что влияние единичного числа Рейнольдса проявляется в различной степени в зависимости от величины этого параметра. При больших значениях Re_1 возрастание числа Рейнольдса перехода уменьшается или прекращается совсем. Следуя гипотезе [4] о влиянии на переход аэродинамического шума, были проведены измерения пульсаций давления на стенке рабочей части аэродинамической трубы Т-325 [9] при $M_\infty=3.0$ и 4.0 в широком диапазоне изменения единичного числа Рейнольдса. Результаты этих измерений показали, что имеет место качественное соответствие в характере изменения числа Рейнольдса перехода и пульсаций давления с ростом единичного числа Рейнольдса, т. е. с уменьшением уровня акустических возмущений, генерируемых турбулентным пограничным слоем стенок



Фиг. 1

рабочей части, происходит увеличение числа Рейнольдса перехода, а там, где интенсивность этих возмущений слабо зависит от Re_1 , практически перестает изменяться и Re_* .

Аналогичная картина наблюдалась также и в аэродинамической трубе Т-313 с большими размерами рабочей части. Это обстоятельство дает основание полагать, что изменение числа Рейнольдса перехода с ростом Re_1 в основном обусловлено генерацией акустических возмущений турбулентным пограничным слоем стенок трубы. Наиболее убедительным доказательством этого предположения явились бы данные по переходу, полученные в аэродинамических трубах с ламинарным пограничным слоем на стенках рабочей части. Однако в подавляющем большинстве сверхзвуковых установок пограничный слой на стенках рабочей части является турбулентным и генерирует акустические возмущения.

В [3, 4] показано, что при прочих равных условиях число Рейнольдса перехода зависит также от размеров рабочей части геометрически подобных установок. Это может быть связано с тем, что масштаб возмущений в любой установке пропорционален ее размерам. Следовательно, при анализе экспериментальных данных необходимо учитывать спектральный состав возмущений.

В [10] убедительно показано, что помимо обычных факторов, влияющих на переход, существенными дополнительными параметрами являются безразмерная частота $\beta v/U^2$ или длина волны $U\lambda/v$ и ориентация θ , которые характеризуют спектр возмущений. В [11] развита теория, согласно которой переход определяется не только интенсивностью, но и масштабом возмущений внешнего потока

$$Re_* = F \left[\frac{u}{U} \left(\frac{L}{l} \right)^{1/2} \right]$$

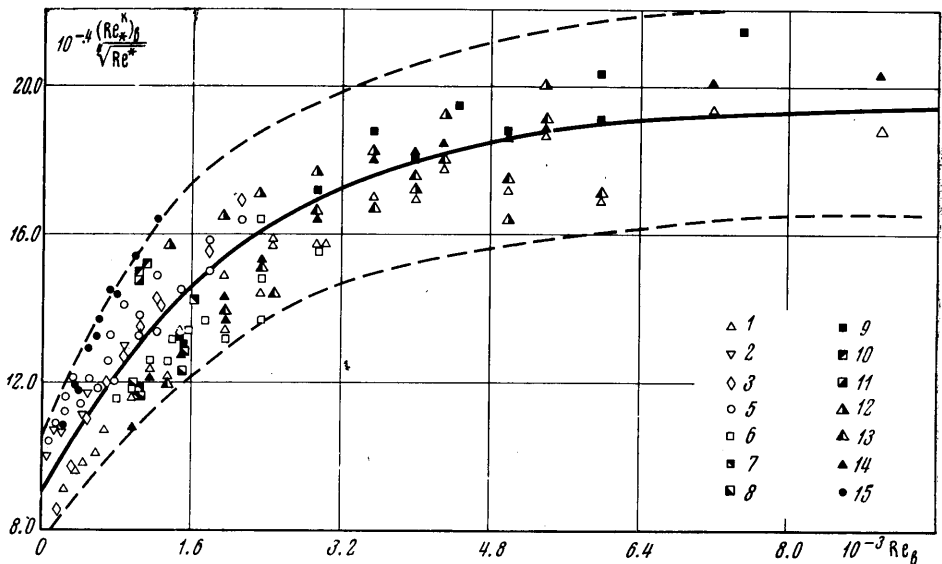
Здесь u — флуктуация скорости, L — характерный размер, l — масштаб возмущений.

При этом предполагается, что переход, вызываемый турбулентностью основного потока, происходит в результате кратковременного отрыва пограничного слоя за счет появления внутри слоя градиентов давления, порождаемых пульсациями давления во внешнем потоке. Однако авторы пока не имеют информации о спектральных характеристиках возмущений в каких-либо сверхзвуковых установках. Тем не менее такой недостаток информации не исключает необходимости систематизации и обобщения имеющихся экспериментальных данных. В случае, когда преобладающими являются возмущения, генерируемые турбулентным пограничным слоем стенок трубы, можно полагать, что толщина вытеснения δ^* этого пограничного слоя пропорциональна масштабу возмущений. Введем корреляционный параметр $(Re_*^k)_0 / Re_*^k$, где $(Re_*^k)_0$ — число Рейнольдса перехода в пограничном слое плоской пластины с острой передней кромкой, Re_*^k — число Рейнольдса по толщине вытеснения пограничного слоя стенок рабочей части трубы.

Статистическая обработка результатов измерений перехода показала, что при $n=0.25$ разброс экспериментальных значений не превышает $\pm 15\%$. На фиг. 1 приведена корреляция имеющихся данных по переходу в пограничном слое, полученных в шести аэродинамических трубах при $M_\infty=3.0$ и $b=0$ (нумерация данных соответ-

№ п.п.	Установка	Размеры рабочей части, м ²	M	$\left(\frac{U}{v}\right)_\infty \cdot 10^{-6},$ м ⁻¹	b, мм	Источник	Мо- дель
1	T-325	0.2×0.2	3.0	14.0÷72.0	0.0÷0.18	авторы	пп
2	AEDC PWT-16S	4.88×4.88	3.0	1.9÷4.35	0.0÷0.23		[4]
3	AEDC VKF-D	0.3×0.3	3.0	3.9÷23.5	0.0÷0.09	[4]	пц
4	NASA — Lewis	0.3×0.3	3.0	3.9÷23.5	0.0	[8]	пц
5	AEDC VKF-A	1.02×1.02	3.0	5.9÷23.5	0.0÷0.09	[4]	пц
6	T-313	0.6×0.6	3.0	14.0÷50.0	0.0÷0.10	авторы	пп
7	T-313	0.6×0.6	2.5	10.7÷16.6	0.10		авторы
8	T-313	0.6×0.6	3.5	10.8÷15.7	0.10	авторы	пп
9	T-313	0.6×0.6	4.0	24.0÷60.0	0.10÷0.15	авторы	пп
10	T-313	0.6×0.6	5.0	10.8	0.10	авторы	пп
11	T-313	0.6×0.6	6.0	10.7÷11.4	0.10	авторы	пп
12	T-325	0.2×0.2	2.5	14.0÷40.0	0.10÷0.18	авторы	пп
13	T-325	0.2×0.2	3.5	14.0÷60.0	0.10÷0.18	авторы	пп
14	T-325	0.2×0.2	4.0	20.0÷50.0	0.05÷0.18	авторы	пп
15	AEDC VKF — A	1.02×1.02	5.0	5.9÷23.5	0.033÷0.053	[4]	пц

ствует нумерации аэродинамических труб в таблице, где пп — плоская пластина, пц — полый цилиндр). Видно, что введение упомянутого корреляционного параметра позволяет обобщить результаты измерений в различных трубах и представить их в виде, не зависящем от единичного числа Рейнольдса. Следовательно, исключив влияние на переход притупления передней кромки экстраполяцией к $b=0$, можно



Фиг. 2

также учесть влияние возмущений, генерируемых пограничным слоем стенок трубы, или по установившейся терминологии эффект единичного числа Рейнольдса.

С помощью указанного параметра можно представить данные по переходу в пограничном слое пластины с конечной толщиной передней кромки. Оказывается, что при значениях $b > 0.02$ мм, несмотря на учет влияния возмущений набегающего потока введением корреляционного параметра, влияние единичного числа Рейнольдса

все-таки проявляется, т. е. имеет место взаимосвязанное влияние притупления кромки модели и возмущений свободного потока.

Исключение влияния притупления передней кромки путем экстраполяции к $b=0$ в каждом случае требует большого числа экспериментов с вариацией значения b . Поэтому целесообразно обобщить имеющиеся экспериментальные данные в виде зависимости $Re_*^k / \sqrt{Re_*} = f(Re_*)$. Обработанные таким образом более ста экспериментов представлены на фиг. 2, где нумерация точек соответствует таблице. Результаты по переходу пограничного слоя на плоской пластине, полученные в различных аэродинамических трубах, в достаточно широком диапазоне параметров потока обобщаются с разбросом $\pm 15\%$ (границы разброса показаны пунктирными кривыми). Такой разброс, по-видимому, можно считать удовлетворительным, если иметь в виду, что представленные данные по переходу получены различными методами. Аппроксимация этой эмпирической зависимости позволит предсказывать положение области перехода в пограничном слое для указанных условий в исследованном диапазоне параметров. Неудобство заключается лишь в том, что необходимо знание характеристики пограничного слоя на стенках рабочей части трубы.

Таким образом, приведенная интерпретация данных по переходу в сверхзвуковом пограничном слое позволяет считать, что так называемый эффект единичного числа Рейнольдса является следствием совокупности возмущений, источником которых является турбулентный пограничный слой стенок рабочей части аэродинамической трубы и конечное притупление передней кромки обтекаемого тела. Первая часть этих возмущений несомненно является дефектом установок и поэтому их влияние должно учитываться при анализе и сопоставлении экспериментальных данных. Что касается возмущений, создаваемых передней кромкой, то их влияние также следует учитывать. В случае плоской пластины можно воспользоваться зависимостью, представленной на фиг. 2.

Сделанная попытка обобщить имеющиеся экспериментальные данные с помощью корреляционного параметра, включающего в себя характеристики пограничного слоя стенок рабочей части аэродинамической трубы, позволяет объяснить природу влияния единичного числа Рейнольдса. Однако имеющихся экспериментальных данных не достаточно, чтобы выяснить физические особенности процесса перехода. Необходимы дальнейшие исследования уровня и спектрального состава всей совокупности возмущений, оказывающих влияние на переход.

Поступила 31 I 1973

ЛИТЕРАТУРА

1. Гендерсон А. Гиперзвуковые вязкие течения. В сб. «Современные проблемы газовой динамики». М., «Мир», 1971.
2. Боровой В. Я. Влияние единичного числа Рейнольдса на результаты измерений аэродинамических и тепловых характеристик тел в аэродинамических трубах. Тр. ЦАГИ, 1972, вып. 1374, № 5.
3. Струминский В. В., Харитонов А. М., Черных В. В. Экспериментальное исследование перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный при сверхзвуковых скоростях. Изв. АН СССР, МЖГ, 1972, № 2.
4. Pate S. R., Schueler C. J. Radiated aerodynamic noise effects on boundary-layer transition in supersonic and hypersonic wind tunnels. AIAA Journal, 1969, vol. 7, No. 3.
5. 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. н., 1971, вып. 1, № 3.
6. Michel R., Schmitt V. Resultats sur la region de transition de la couche limite en hypersonique. Aeronaut. et astronaut., 1970, No. 19.
7. Potter J. L. Observations on the influence of ambient pressure on boundary-layer transition. AIAA Journal, 1968, vol. 6, No. 10.
8. Potter J. L., Whitefield J. D. Effects of slight nose bluntness and roughness on boundary-layer transition in supersonic flows. J. Fluid Mech., 1962, vol. 12, pt. 4.
9. Багаев Г. И., Лебига В. А., Приданов В. Г., Черных В. В. Сверхзвуковая аэродинамическая труба Т-325 с пониженной степенью турбулентности. Аэрофизические исследования. Новосибирск, Ин-т теорет. и прикл. механ. СО АН СССР, 1972.
10. Reshotko E. Stability theory as a guide to the evaluation of transition data. AIAA Journal, 1969, vol. 7, No. 6.
11. Taylor G. I. Statistical theory of turbulence. V. Effect of turbulence on boundary layer. Proc. Roy. Soc., Ser. A, 1936, vol. 156.