

УДК 532.517.3:533.6.011.35

© 1997 г. В.И. БИРЮКОВ, В.Д. БОКСЕР, В.Г. МИКЕЛАДЗЕ,
Г.К. ШАПОВАЛОВ

О НЕКОТОРЫХ МЕТОДАХ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА ПРИ ОКОЛОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

Приводятся результаты экспериментальных исследований в трансзвуковой аэродинамической трубе ламинарно-турбулентного перехода на плоской пластине при околозвуковых скоростях. Приведен сравнительный анализ результатов по переходу, полученных различными методами.

В современной экспериментальной аэродинамике существует несколько способов определения ламинарно-турбулентного перехода, каждый из которых обладает своими преимуществами и недостатками. В каждом из этих методов используется характерное изменение соответствующего контрольного параметра в зоне перехода. Такими контрольными параметрами могут быть осредненные или пульсационные характеристики пограничного слоя. По-разному в силу своих различных свойств тепломассообмена воздействуют ламинарные и турбулентные участки пограничного слоя на испаряющиеся покрытия, предварительно нанесенные на модель, что также может служить индикатором перехода.

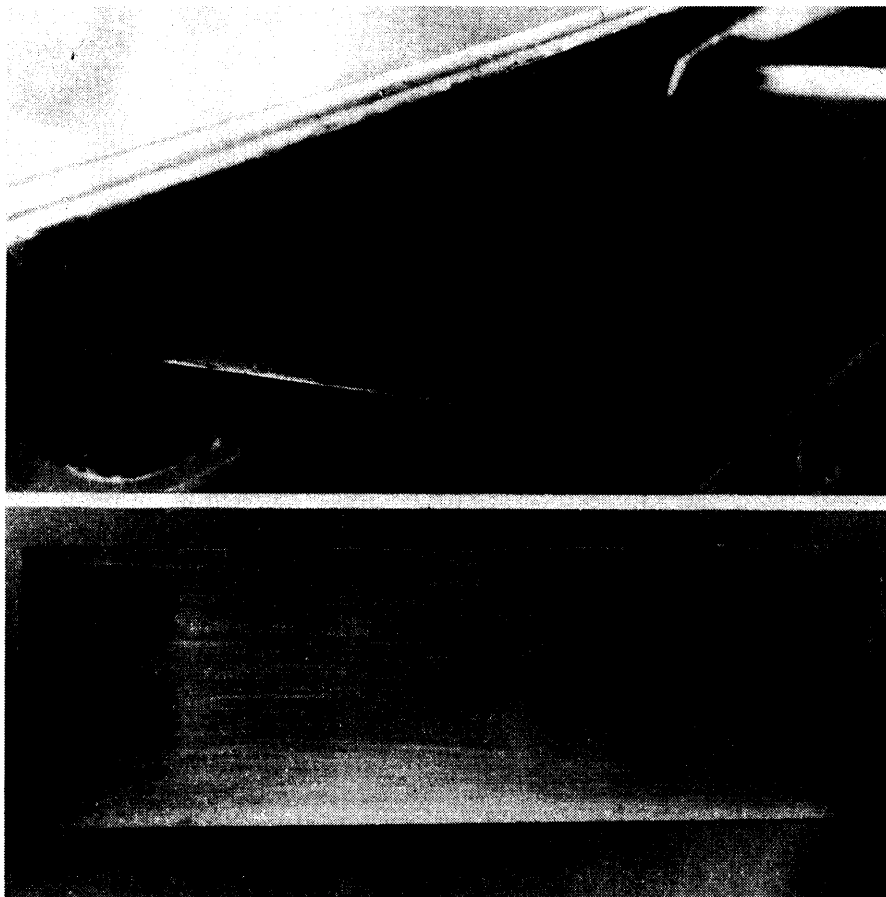
В последнее время в ЦАГИ, в экспериментах по ламинарно-турбулентному переходу активно используются новые нетрадиционные, а также модернизированные известные методы. Целью настоящей работы является представление всех этих методов, сравнение их между собой и анализ соответствия полученных результатов. Реализация методик определения перехода осуществлена на одной и той же модели, на одних и тех же режимах (числа M , Re , угол атаки α) в нескольких пусках аэродинамической трубы.

Для испытаний была выбрана газгольдерная аэродинамическая труба периодического действия с дозвуковой рабочей частью. Числа M в эксперименте изменялись в диапазоне от 0,5 до 0,7, уровень турбулентности потока не превышал 0,3%.

Рабочая часть аэродинамической трубы имела квадратное сечение 200×200 и длину 1100 мм. В качестве модели использовалась пластина длиной 600, шириной 200 и толщиной 11 мм с эллиптическим носком с соотношением полуосей 10 : 1. Для уменьшения шероховатости рабочая поверхность пластины была оклеена специальной гладкой самоклеющейся алюминизированной пленкой толщиной 20 мкм и шероховатостью поверхности, меньшей 0,2 мкм. Реализованные режимы течения соответствовали числам $Re = 1,2 \cdot 10^7 - 2 \cdot 10^7$, вычисленным на единицу длины 1 м.

1. Для получения общей картины состояния пограничного слоя на всей исследуемой поверхности был применен метод визуализации пограничного слоя с помощью эфирокатолинового покрытия. Эта методика, разработанная в ЦАГИ, является модернизацией традиционной, в которой процесс покрытия модели каолином и эфиром разделен: вначале модель покрывалась каолином, который затвердевал на модели, а эфиром модель покрывалась непосредственно перед запуском аэродинамической трубы.

Предложенная методика была следующей: перед началом эксперимента на



Фиг. 1. Картина состояния пограничного слоя на пластине, полученная с помощью эфир-каолинового покрытия: *a* – модель в аэродинамической трубе после эксперимента при $M = 0,5$; *б* – модель после испытаний при $M = 0,6$

поверхность модели наносился тонкий слой пасты, содержащей каолин и эфир. В зависимости от условий эксперимента паста содержала от 30 до 60% каолинового порошка и соответственно от 70 до 40% летучей смачивающей жидкости – медленно испаряющегося изоамилового эфира салициловой кислоты. Испарение жидкой компоненты в несколько раз быстрее завершается в зоне турбулентного пограничного слоя, в результате возникает контрастная граница между ламинарной и турбулентной зоной. Типичные фотографии, визуализирующие состояние пограничного слоя на модели, представлены на фиг. 1.

На фиг. 1 хорошо видна граница, разделяющая две контрастные зоны, темную – ламинарную, где эфир еще не испарился и область сохранила начальный цвет, и светлую – турбулентную, где эфир испарился и область приняла светлый цвет оставшегося каолина. Подтверждением тому, что указанная граница является линией ламинарно-турбулентного перехода, является изменение ее положения относительно пластины с изменением числа M потока – с ростом числа M она смещается к носку пластины. На фото видна также линия сопряжения эллиптической поверхности с пластиной, которая, естественно, сохраняет постоянное положение. На фиг. 1, *б* видны вклинившиеся в ламинарную зону турбулентные клинья. Это явление может быть вызвано либо случайной шероховатостью на пластине (светлые клинья в центре пластины), либо турбулентным пограничным слоем стенок трубы, к которым примыкает пластина своими краями (светлые клинья по краям пластины).

Таблица 1

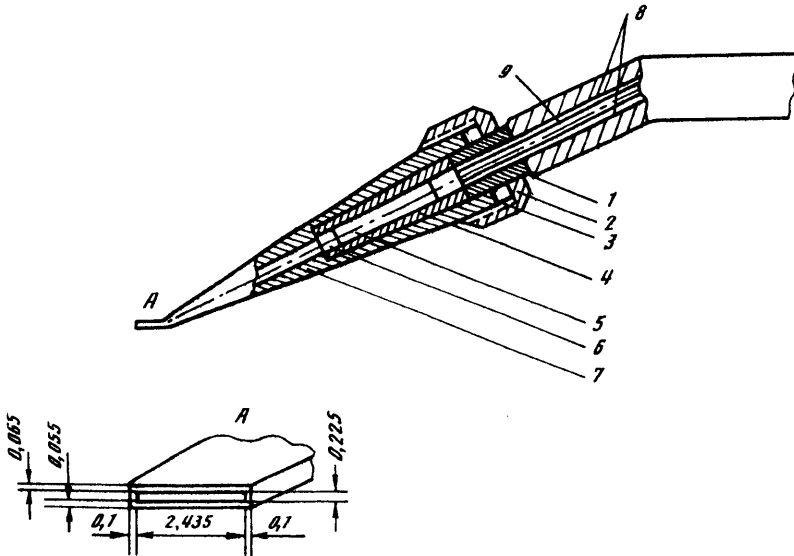
M	x_{tr}	$Re_{tr} \cdot 10^{-6}$
0,5	0,18	1,35
0,6	0,16	1,42
0,67	0,13	1,48

Результаты эксперимента, полученные с помощью модернизированной методики "жидкого" каолина (в дальнейшем метод I), представлены в табл. 1. Здесь $x_{tr} = X_{tr}/L$, X_{tr} – расстояние от носика модели до границы перехода, L – длина пластины.

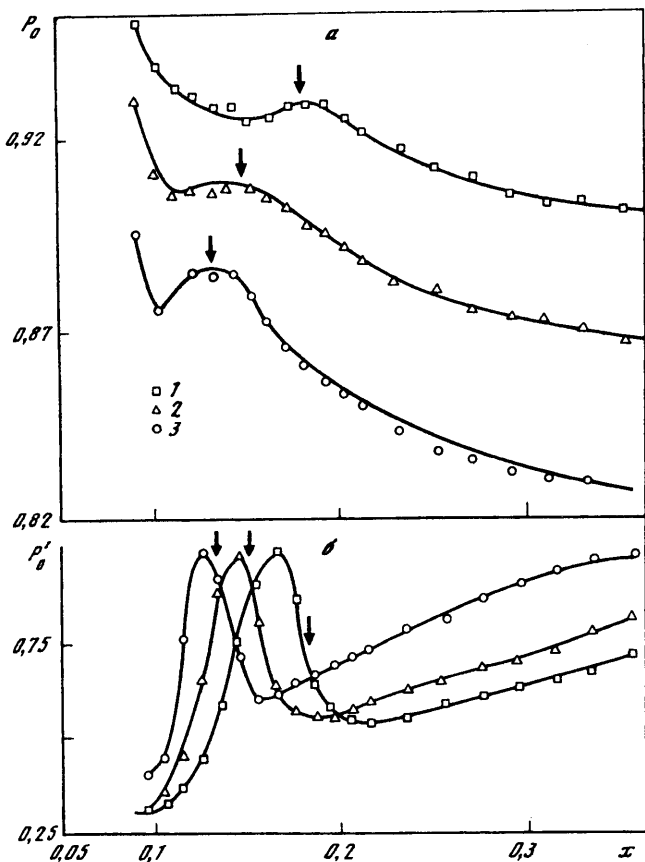
Описанная методика "жидкого" каолина является простой в реализации, эффективной и несет большой объем информации. Проблема заключается только в правильном подборе летучих веществ и времени "экспозиции" эксперимента. По сравнению с данными [1] настоящие результаты являются продвижением методики на большие числа M .

2. Хорошо известны методы определения ламинарно-турбулентного перехода, основанные на измерениях полного давления $p_0(x)$ (метод II) или среднеквадратичных значений пульсационных составляющих давлений – полного $\sqrt{\langle p_0'^2(x) \rangle}$ или статического $\sqrt{\langle p'^2(x) \rangle}$ (методы III) – вдоль исследуемой поверхности (см., например, [2, 3]). В настоящей работе эти две методики совмещены за счет использования сложного насадка полного давления (фиг. 2), включающего в себя миниатюрный микрофон для измерения пульсационной составляющей полного давления. С его помощью одновременно измерялись характеристики $p_0(x)$ и $\sqrt{\langle p_0'^2(x) \rangle}$.

На фиг. 3 представлены измеренные зависимости $P_0 = P_0(x)/P_{0\infty}$ и $P'_0 = \sqrt{\langle p_0'^2(x) \rangle} / \sqrt{\langle p_{0\max}'^2 \rangle}$ в диапазоне $M = 0,5-0,67$. Как известно, в кривой распределения полного давления $p_0(x)$ началу ламинарно-турбулентного перехода соответствует положение



Фиг. 2. Комбинированный датчик, измеряющий среднюю величину и пульсационную составляющую полного давления: 1 – ниппель, 2 – накидная гайка, 3 – резиновая прокладка, 4 – вкладыш со срезанными боками, 5 – датчик (микрофон), 6 – защитный экран, 7 – корпус насадка, 8 – электрические провода и трубка опорного давления, 9 – канал для измерения полного давления



Фиг. 3. Распределения относительных величин среднего значения полного давления $P_0 = p_0(x)/p_{0\infty}$ (а) и его пульсационной составляющей $P'_0 = \sqrt{\langle p_0'^2(x) \rangle} / \sqrt{\langle p_0'^2 \rangle_{\max}}$ (б) в пограничном слое вдоль пластины: 1 – $M = 0,5$, 2 – $M = 0,6$, 3 – $M = 0,67$

минимума, а концу перехода – положение максимума; в распределении пульсационного давления $\sqrt{\langle p_0'^2(x) \rangle}$ началу перехода соответствует начало быстрого нарастания величины $\sqrt{\langle p_0'^2 \rangle}$, концу перехода – последующий минимум этой величины.

На фиг. 3 стрелками показаны точки перехода, полученные по методике жидкого каолина (метод I). Как видно, все результаты хорошо коррелируют между собой, причем конец перехода, полученный методом II, практически совпадает с данными по переходу метода I, которые в свою очередь располагаются между началом и концом перехода, полученными по методу III.

В полном соответствии с известными представлениями о поведении осредненных и пульсационных параметров пограничного слоя средние значения полного давления $p_0(x)$ монотонно убывают с ростом x , в то время как пульсационные значения полного давления $\sqrt{\langle p_0'^2(x) \rangle}$ после достижения некоторого минимального значения монотонно возрастают. Это подтверждается и измерениями средних и пульсационных значений скорости, что согласуется с известными данными [4]. Полученные результаты по ламинарно-турбулентному переходу представлены в табл. 2 (метод II) и 3 (метод III).

Здесь x_{1tr} , x_{2tr} – относительные координаты начала и конца перехода.

3. Кроме рассмотренных методов определения ламинарно-турбулентного перехода

Таблица 2

M	x_{1tr}	$Re_{1tr} \cdot 10^{-6}$	x_{2tr}	$Re_{2tr} \cdot 10^{-6}$	$p_{0\infty}$, Па
0,5	0,153	1,15	0,183	1,37	114777
0,6	0,13	1,15	0,15	1,33	120172
0,67	0,11	1,25	0,13	1,48	141264

Таблица 3

M	x_{2tr}	$Re_{2tr} \cdot 10^{-6}$	$\sqrt{\langle p_0'^2 \rangle_{\max}}$
0,5	0,22	1,65	191
0,6	0,185	1,64	213
0,67	0,152	1,73	245

Таблица 4

M	x_{1tr}	$Re_{1tr} \cdot 10^{-6}$	x_{2tr}	$Re_{2tr} \cdot 10^{-6}$
0,56	0,125	1,1	0,16	1,42
0,66	0,106	1,21	0,13	1,48

Таблица 5

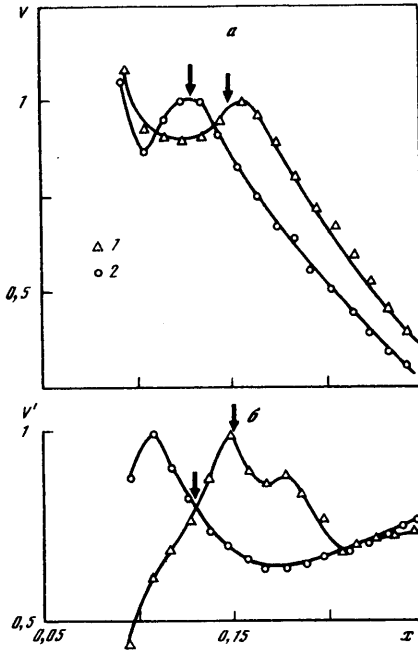
M	x_{2tr}	$Re_{2tr} \cdot 10^{-6}$
0,56	0,205	1,82
0,66	0,165	1,88

в настоящей работе был применен термоанемометрический метод. Измерения средних значений скорости (метод IV) и ее пульсаций (метод V) в пограничном слое на пластине проводились термоанемометром постоянной температуры фирмы DISA. В заданных точках вдоль оси x производились измерения среднего выходного сигнала термоанемометра u , пропорционального средней скорости, и среднеквадратичной величины его пульсационной составляющей $\sqrt{\langle u'^2 \rangle}$, пропорциональной среднеквадратичной величине пульсационной составляющей скорости.

Результаты измерений для чисел $M = 0,56$ и $0,66$ представлены на фиг. 4. Обычно за начало ламинарно-турбулентного перехода принимается координата минимума величины $u(x)$, концу перехода соответствует максимум $u(x)$. В зависимости $\sqrt{\langle u'^2(x) \rangle}$ за начало ламинарно-турбулентного перехода принимается координата начала быстрого нарастания величины $\sqrt{\langle u'^2 \rangle}$, положение $\sqrt{\langle u'^2_{\max} \rangle}$ соответствует середине области перехода, а последующий минимум – концу перехода.

На фиг. 4 стрелками показаны координаты перехода, полученные методом жидкого каолина. Как видно, корреляция данных, полученных термоанемометрическим методом и по методике жидкого каолина, тоже вполне удовлетворительная. Численные значения результатов термоанемометрической методики приведены в табл. 4 (метод IV) и 5 (метод V).

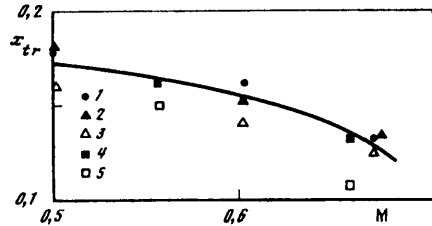
На фиг. 5 представлен итоговый результат определения зависимости положения линии ламинарно-турбулентного перехода от числа M набегающего потока, полученный пятью различными методами. Разница в положении линий ламинарно-турбулентного перехода, определяемом как граница контрастных областей в мето-



Фиг. 4

Фиг. 4. Распределения относительных величин среднего значения сигнала термоанемометра $V = u(x)/u_{\max}$ (а) и его пульсационной составляющей $V' = \sqrt{\langle v'^2(x) \rangle} / \sqrt{\langle v'^2 \rangle_{\max}}$ (б) в пограничном слое вдоль пластины: 1 – $M = 0,56$; 2 – $M = 0,66$

Фиг. 5. Зависимость положения линии ламинарно-турбулентного перехода, определенного различными методами, от числа M : 1 – метод I, 2 – II, 3 – III, 4 – IV, 5 – V



Фиг. 5

дике жидкого каолина и по максимуму осредненных и пульсационных характеристик в методике полного давления и термоанемометрии, не превышает 10–15%.

Заключение. Сравнительные испытания различных методик определения линии ламинарно-турбулентного перехода (по осредненным, пульсационным и визуализационным характеристикам пограничного слоя), проведенные в диапазоне чисел $M = 0,5–0,67$, удовлетворительно согласуются между собой; тем самым показана практическая возможность применения любой из исследованных методик в зависимости от конкретных условий эксперимента для определения ламинарно-турбулентного перехода.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бабич О.В., Галкин В.М., Шаповалов Г.К. Экспериментальное исследование стационарных возмущений и перехода пограничного слоя на модели скользящего крыла // Уч. зап. ЦАГИ. 1992. Т. 23. № 2. С. 64–73.
2. Potter L., Whitfield J.D. Effects of slight nose bluntness and roughness on boundary-layer transition in supersonic flows // J. Fluid Mech. 1962. V. 12. P. 1. 4. P. 501–535.
3. Sinclair D.W. A comparison of transition Reynolds number measured in a wind-tunnel and in flight // Boundary Layer Stability and Transition to Turbulence. N.Y.: ASME, 1991. FED – V. 114. P. 207–215.
4. Rai M.M., Moin P. Direct simulations of turbulent flow using finite-difference schemes // AIAA Paper. 1989. № 0369. 17 p.

Москва

Поступила в редакцию
29.V. 1996