

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ПЛАСТИНЕ С ПРИТУПЛЕНИЕМ ПЕРЕДНЕЙ КРОМКИ

В. А. ЛЕБИГА, А. А. МАСЛОВ, В. Г. ПРИДАНОВ

(Новосибирск)

В аэродинамической трубе проведено экспериментальное исследование развития малых естественных возмущений в ламинарном пограничном слое на пластине. Измерения выполнены с использованием термоанемометрической методики при числе Маха $M_\infty=2$, единичном числе Рейнольдса $Re_1=3.1 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$.

Исследовано влияние притупления передней кромки пластины на развитие возмущений. Показано, что притупление уменьшает диапазон неустойчивых частот и область неустойчивости, увеличивает критическое число Рейнольдса потери устойчивости.

На начальном участке пластины обнаружен рост возмущений всех частот до максимального значения, координата которого обратно пропорциональна частоте. Развитие возмущений в этой области нечувствительно к состоянию пограничного слоя. Положение максимума не меняется при затуплении передней кромки.

Проведение экспериментов по изучению начальной стадии перехода сверхзвукового ламинарного пограничного слоя в турбулентный сопряжено с большими трудностями. Предъявляются жесткие требования к аэродинамическим трубам, механическому оборудованию, электронной аппаратуре. По-видимому, этим объясняется то, что работами [1-3], выполненными в Калифорнийском технологическом институте, исчерпываются практически все известные экспериментальные исследования развития возмущений в ламинарном пограничном слое при сверхзвуковых скоростях.

В этих работах были подтверждены основные выводы теории гидродинамической устойчивости. Дальнейшее изучение начальной стадии развития возмущений может прояснить влияние на переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный тех факторов, которые были выявлены в многочисленных экспериментах [4].

Так, небольшое притупление передней кромки модели приводит к существенному смещению переходной зоны, к увеличению числа Рейнольдса перехода [4-6]. В [6] отмечается, что истоки такого поведения переходной зоны могут лежать в изменении характеристик устойчивости ламинарного пограничного слоя. Экспериментальной проверки этого предположения, видимо, не проводилось.

1. В данной работе проведено экспериментальное исследование процесса развития малых возмущений в ламинарном пограничном слое при числе Маха набегающего потока $M_\infty=2$ для пластины с острой передней кромкой $b=0$ (контролировать истинную толщину передней кромки при $b \rightarrow 0$ трудно, поэтому фактически использовалась пластина с $b \approx 0.02 \text{ мм}$), а также для пластин с притуплениями $b=0.2-0.4 \text{ мм}$. Такие притупления оказывают наиболее существенное влияние на положение переходной зоны, смещая переход более чем в 2 раза, по сравнению с острой кромкой [5].

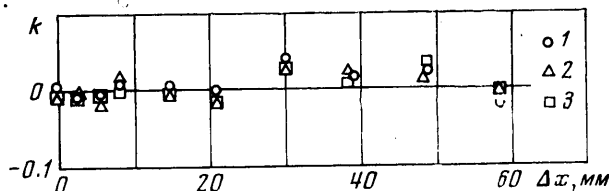
Эксперименты проводились в аэродинамической трубе ИТИМ СО АН СССР Т-325 [7] с размером рабочей части $200 \times 200 \text{ мм}$ при единичном числе Рейнольдса, рассчитанном на длину 1 м , $Re_1=3.1 \cdot 10^6$. Турбулентность в набегающем потоке при этом определялась уровнем шумов, излучаемых пограничным слоем на стенках сопла и рабочей части, и составляла для пульсаций давления $\sim 0.3 \div 0.4\%$. Параметры потока определялись с помощью стандартных измерительных приборов класса 0.5, которыми оборудована установка [7]. Среднеквадратичная погрешность определения Re_1 не превышала $\pm 2\%$.

Измерения проводились на модели стальной пластины толщиной 10 мм трапецевидной формы в плане с основаниями 170 и 60 мм , длиной 220 мм . Кромки пластины были заострены под углом $14^\circ 30'$. Пластина жестко крепилась к боковой стенке рабочей части аэродинамической трубы с помощью пилона и выставлялась

под нулевым углом атаки в центральной плоскости большим основанием трапеции вперед.

Вдоль одной из боковых сторон пластины на расстоянии 20 мм от края располагались дренажные отверстия диаметром 0,3 мм для измерения распределения статического давления, которое регистрировалось с помощью ГРМ-2. Абсолютная погрешность измерения распределения давления составляла 10 мм водяного столба.

Примеры распределения коэффициента давления $k = \Delta P / q_\infty$ вдоль пластины приведены на фиг. 1 (цифры 1-3 здесь и далее относятся к притуплениям $b = 0, 0,2, 0,4$ мм соответственно); q_∞ — скоростной напор, определенный по параметрам набегающего потока; $\Delta P = P - P_\infty$; P_∞ — статическое давление в набегающем потоке; $\Delta x = x - x_0$; x — продольная координата, отсчитываемая от передней кромки; x_0 — координата первой дренажной точки, равная 8,6, 7,8, 7,0 мм для притуплений $b = 0, 0,2, 0,4$ мм.



Фиг. 1

Как следует из фиг. 1, распределение давления вдоль пластины оставалось неизменным в пределах точности измерений при различных притуплениях. Неравномерность статического давления определялась либо несовершенством дренажных отверстий, либо неравномерностью распределения статического давления во внешнем потоке.

Развитие возмущений в потоке регистрировалось с помощью термоанемометра постоянного тока ТПТ-2 [8]. Измерения проводились проволоочным датчиком из золоченого вольфрама с диаметром нити 6 мкм и длиной ~1 мм, который мог свободно перемещаться по направлению потока с точностью $\pm 0,01$ мм и по нормали к поверхности пластины с точностью $\pm 0,01$ мм. Пульсации напряжения на датчике подавались с выхода термоанемометра на анализатор спектров фирмы «Brüel & Kjær» (тип 2010), который измерял суммарный среднеквадратичный сигнал — $\langle e \rangle$ и его значения на дискретных частотах — $\langle e_f \rangle$. Полоса пропускания выбиралась шириной порядка 1% частоты, для которой проводились измерения.

2. Методика проведения эксперимента аналогична описанной в [1]. В последнем сечении по x ($x = 70$ мм) датчик термоанемометра перемещался по нормали к поверхности, и определялся максимум среднеквадратичного значения $\langle e \rangle$. Максимум наблюдался для всех сечений по x , в которых проводились измерения, включая самое близкое к носу пластины $x = 4$ мм. Во всех случаях положение максимума соответствовало $y/\delta \sim 0,5$. Здесь y — координата по нормали к поверхности, δ — толщина пограничного слоя — значение y , при котором перепад среднего напряжения в диагонали моста термоанемометра составлял 99,7% полного перепада E . В этом случае скорость составляла $\sim 99\%$ U_∞ . Координата $y = 0$ определялась по касанию датчиком поверхности пластины. При $x = 70$ мм $\delta \sim 1$ мм и наиболее точно определялось среднее напряжение E_* , соответствующее максимуму возмущения.

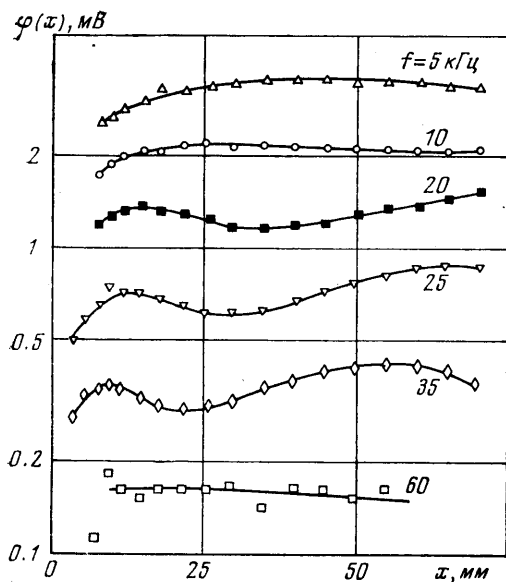
Затем датчик термоанемометра перемещался вверх по потоку и определялось изменение интенсивности $\langle e_f \rangle$ при уменьшении координаты x для нескольких значений частоты f . E_* поддерживалось постоянным изменением положения датчика по координате y . Вдоль линии $y_*(x)$ выполнялись условия $E_* = \text{const}$ и $y/\delta = \text{const}$, что соответствовало линии равной скорости и температуры, т. е. датчик находился в состоянии неизменной чувствительности, и можно было проводить прямое сравнение получаемых электрических сигналов.

Датчик термоанемометра реагирует на пульсации массового расхода ρ и температуры торможения T_0 , однако в ламинарном пограничном слое

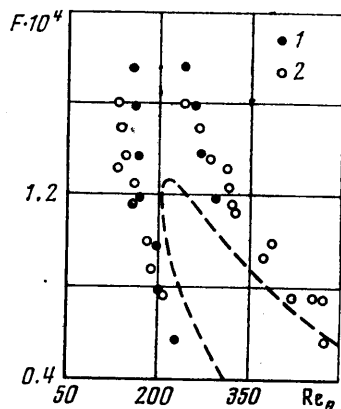
пульсации $(\rho u)'$ и T_0' полностью антикоррелированы и положение минимумов и максимумов зависимости $\langle e_f \rangle = \varphi(x)$ определяет положение точек, принадлежащих соответственно нижней и верхней ветвям кривой нейтральной устойчивости $F = F(\text{Re}$ или Re_0) [1]. Здесь $\text{Re} = \sqrt{\text{Re}_1}$ — число Рейнольдса; $\text{Re}_0 = 0.642\text{Re}$ — число Рейнольдса, вычисленное по толщине потери импульса (в таком виде Re_0 вычислялось в [1, 9], с результатами которых проводилось сравнение).

Среднеквадратичная погрешность определения Re не превышала $\pm 2\%$, а частотного параметра $F = 2\pi f / U_\infty \text{Re}_1$ — не более $\pm 3\%$. Здесь U_∞ — скорость на внешней границе пограничного слоя.

3. Типичные зависимости $\langle e_f \rangle = \varphi(x)$ для нескольких частот f , полученные в данной работе при притуплении $b=0$,



Фиг. 2



Фиг. 3

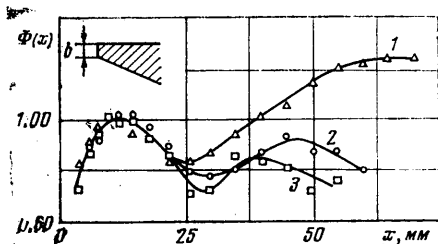
приведены на фиг. 2. Классическая линейная теория устойчивости предполагает в общем случае следующий характер развития возмущения определенной частоты при увеличении x от нуля: сначала наблюдается затухание возмущений до минимума в некоторой точке x_1 , затем нарастание до точки с координатой x_2 с последующим затуханием. Как следует из фиг. 2 (см., например, $f=35$ кГц), в зависимости $\varphi(x)$ наблюдается еще один максимум в точке с координатой x^* , причем $x^* < x_1$. К обсуждению этого явления возвратимся ниже, а пока рассмотрим результаты, находящиеся в соответствии с линейной теорией устойчивости ($x > x^*$).

Для низких частот ($f < 5$ кГц) минимум сигнала отсутствует на всем измеряемом интервале. При увеличении частоты появляется сначала минимум (x_1), а затем максимум (x_2) в зависимости $\varphi(x)$, которые при дальнейшем увеличении частоты сближаются и сглаживаются. Для $f=60$ кГц, например, что в данном случае соответствует $F=2.38 \cdot 10^{-4}$, четких экстремумов выделить уже нельзя, т. е. это значение частотного параметра находится вне кривой нейтральной устойчивости. Надо отметить, что в этом случае сигнал сравним с шумом термоанемометра и разброс экспериментальных точек находится в пределах точности измерений.

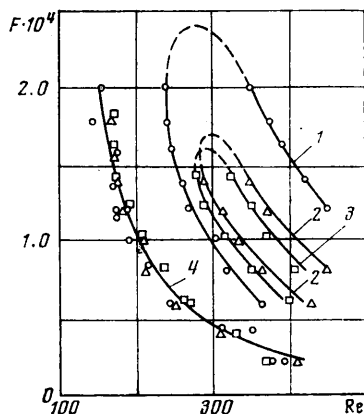
На фиг. 3 приведены точки нейтральной кривой $F = F(\text{Re}_0)$, полученные в данной работе (точки 1) для $M_\infty=2$; $b=0$ и результаты [1] (точки 2) для $M_\infty=2.2$; $b=0.02$. На положение нейтральной кривой существ-

венно влияет отношение y/δ , при котором проводились измерения. На фиг. 3 приведены нейтральные точки, полученные в [1] для $y/\delta=0.45$. Там же пунктирной линией нанесены результаты расчетов нейтральной кривой, полученные на основе численного интегрирования полной линеаризованной системы уравнений Навье — Стокса [9]. Эти расчеты проведены для возмущений, распространяющихся под углом 55° к направлению основного течения при $M_\infty=2.2$.

Из сопоставления данных, приведенных на фиг. 3, можно заключить, что экстремумами в точках x_1 и x_2



Фиг. 4



Фиг. 5

определяются неустойчивые волны типа волн Толлмина — Шлихтинга, которые наблюдались в [1] и характеристики которых рассчитывались в [9]. Характерная черта таких волн — чувствительность к состоянию пограничного слоя. Тогда затупление передней кромки, которое приводит к изменению пограничного слоя, должно было в первую очередь сказаться на положении x_1 и x_2 .

На фиг. 4 для частотного параметра $F=1.18 \cdot 10^{-4}$ ($f=30$ кГц) проведено сопоставление кривых нарастания возмущений, $\Phi(x)=\varphi(x)/\varphi_0$, где φ_0 — значение пульсации при $x=10$ мм для притуплений $b=0, 0.2, 0.4$ мм (цифры 1, 2, 3). Затупление кромки уменьшило протяженность области нарастания возмущения, значительно сместило и сблизило положение экстремумов в точках x_1 и x_2 . Отмечалось также значительное ослабление сигнала для заданной частоты при увеличении притупления.

Такие же, как для $f=30$ кГц, изменения в характере развития возмущений при увеличении притупления наблюдались и для других частот. На фиг. 5 нанесены кривые нейтральной устойчивости для рассматриваемых притуплений (цифры 1, 2, 3 для $b=0, 0.2, 0.4$). Пунктирными линиями отмечено предполагаемое поведение кривых нейтральной устойчивости в области частот, где нельзя выделить четких экстремумов зависимости $\Phi(x)$. Притупление передней кромки привело к значительному уменьшению диапазона неустойчивых частот, увеличению ($\sim 15\%$) критического числа Рейнольдса, уменьшению области неустойчивости. Наиболее существенно повлияло притупление при увеличении b от 0 до 0.2 мм. При дальнейшем увеличении b отмечается тенденция к сдвигу нейтральной кривой в область меньших чисел Рейнольдса. Аналогичный эффект наблюдался в поведении числа Рейнольдса перехода при увеличении притупления передней кромки [5].

Как указывалось выше, во всех измерениях, проведенных в данной работе, возмущения всех частот росли при удалении от передней кромки до некоторого значения $x^* < x_1$. С уменьшением частоты x^* сдвигался вниз по потоку (фиг. 2). Аналогичные результаты были получены и для пластин с притуплением 0.2 и 0.4 мм.

В экспериментах [1] для $M_\infty=2.2$ роста возмущений на начальном участке x не отмечалось. В [3] для больших чисел Маха возмущения всех частот росли начиная с $x=0$.

Из фиг. 4 следует, что нормированные сигналы практически совпадают на начальном участке по x . Коэффициент нарастания возмущения $\beta = [d \ln \Phi(x)]/d \ln x$ не зависит от чувствительности датчика [1]. Тогда, несмотря на то что результаты, представленные на фиг. 4, получены разными датчиками (по характеристикам датчики были очень близки), можно заключить, что притупление не влияет на коэффициенты нарастания возмущения в окрестности x^* .

Не оказывает влияния затупление передней кромки и на положение первого максимума. Для всех трех притуплений оно объединено кривой 4 на фиг. 5. Эта кривая получена по методу наименьших квадратов и задается уравнением

$$(3.1) \quad \text{Re } F^{0.5} = 2.0, \quad \text{Re} = \sqrt{\text{Re}_1 x^*}$$

Видимо, состояние пограничного слоя не влияет или влияет слабо на рост возмущений в области первого максимума, и этот первоначальный рост возмущений вызван внешними причинами.

Такой причиной может быть шум пограничного слоя на стенках рабочей части аэродинамической трубы. В [10] теоретически изучалась реакция ламинарного сверхзвукового пограничного слоя на воздействие внешних возмущений. Решения, которые описывают поведение этих возмущений, можно отождествить, в частности, со звуковыми волнами, излучаемыми турбулентным пограничным слоем на стенках аэродинамической трубы. Основным результатом этой теории заключается в том, что рост амплитуды возмущения начинается с точки $x=0$, достигает максимального значения, координата x^* которого и его величина обратно пропорциональны частоте, а затем медленно уменьшается. В пограничном слое возникают возмущения, в несколько раз превышающие возмущения в набегающем потоке, без влияния какого-либо усиления за счет неустойчивости. Характеристики вынужденного воздействия определяются числом Маха и слабо зависят от состояния пограничного слоя.

Все характерные черты, полученные теоретически в [10] для вынужденного воздействия, наблюдались в экспериментах данной работы в области первого максимума. Так, из (3.1) следует, что координата x^* обратно пропорциональна частоте. Предположение о том, что первоначальный рост возмущений вызван шумом турбулентного пограничного слоя, объясняет и то, что в [1] роста возмущений отмечено не было. В этой работе эксперименты проводились в аэродинамической трубе с большой (460×510 мм) рабочей частью. При увеличении рабочей части аэродинамической трубы уровень акустических возмущений в ней понижается и эффект вынужденного воздействия может быть очень слабым.

Совпадение выводов работы [10], полученных на основе теории вынужденного воздействия, с наблюдениями данной работы может служить только косвенным подтверждением того, что первый максимум зависимости $\Phi(x)$ вызван акустическим шумом пограничного слоя на стенках рабочей части аэродинамической трубы. Прямое подтверждение могли бы дать теоретические расчеты положения первого максимума в зависимости от частоты. В доступной литературе не содержится каких-либо количественных характеристик вынужденного воздействия.

Таким образом, выполненное экспериментальное исследование устойчивости сверхзвукового пограничного слоя на пластине показало, что притупление передней кромки существенно влияет на характеристики устой-

чивости, уменьшая диапазон неустойчивых частот и область неустойчивости, увеличивая критическое число Рейнольдса потери устойчивости. Обнаружен рост возмущений заданной частоты на начальном участке пластины. Поведение возмущений в этой области согласуется с теоретическими выводами работы [10] о реакции сверхзвукового пограничного слоя на внешние возмущения, источником которых в данном случае может быть шум турбулентного пограничного слоя на стенках рабочей части аэродинамической трубы.

Поступила 15 XI 1976

ЛИТЕРАТУРА

1. Laufer J., Vrebalovich T. Stability and transition of a supersonic laminar boundary layer on an insulated flat plate. J. Fluid Mech., 1960, vol. 9, pt 2.
2. Demetriades A. An experiment on the stability of hypersonic laminar boundary layers. J. Fluid Mech., 1960, vol. 7, pt 3.
3. Kendall J. M. Wind tunnel experiments relating to super-sonic and hypersonic boundary-layer transition. AIAA Journal, 1975, vol. 13, No. 3. (Рус. перев.: Экспериментальное исследование процесса перехода к турбулентному режиму в сверхзвуковом и гиперзвуковом пограничных слоях на модели в аэродинамической трубе. Ракетная техника и космонавтика, 1975, т. 13, № 3.)
4. Reshotko E. A program for transition research. AIAA Journal, 1975, vol. 13, No. 3. (Рус. перев.: Программа исследования перехода. Ракетная техника и космонавтика, 1975, т. 13, № 3.)
5. Приданов В. Г., Черных В. В. Экспериментальное исследование влияния притупления передней кромки плоской пластины на переход в пограничном слое. В сб. «Газодинамика и физическая кинетика». Новосибирск, Изд. Ин-та теор. и прикл. механ. СО АН СССР, 1974.
6. 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., 1974, № 3, вып. 1.
7. Багаев Г. И., Лебига В. А., Приданов В. Г., Черных В. В. Сверхзвуковая аэродинамическая труба Т-325 с пониженной степенью турбулентности. В сб. «Аэрофизические исследования». Новосибирск, Изд. Ин-та теор. и прикл. механ. СО АН СССР, 1972.
8. Елфимов А. Г., Лебига В. А., Черных В. В. Термоанемометр постоянного тока ТПТ-2 для измерения пульсаций в сверхзвуковых потоках. Всесоюзный симпозиум по методам аэрофизических исследований. Тез. докл. Новосибирск, Изд. Ин-та теор. и прикл. механ. СО АН СССР, 1976.
9. Brown W. B. Stability of compressible boundary layers. AIAA Journal, 1967, vol. 5, No. 10. (Рус. перев.: Устойчивость пограничного слоя сжимаемого газа. Ракетная техника и космонавтика, 1967, т. 5, № 10.)
10. Mack L. M. Linear stability theory and the problem of supersonic boundary-layer transition. AIAA Journal, 1975, vol. 13, No. 3. (Рус. перев.: Линейная теория устойчивости и проблемы перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный при сверхзвуковом течении. Ракетная техника и космонавтика, 1975, т. 13, № 3.)