

УДК 532.526.013.4

ВОЗБУЖДЕНИЕ СОБСТВЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ ВНЕШНИМ АКУСТИЧЕСКИМ ПОЛЕМ

МАСЛОВ А. А., СЕМЕНОВ Н. В.

Переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный является одной из важных проблем динамики жидкости и газа, однако в настоящее время отсутствуют модели его точного описания. К основным причинам, определяющим положение перехода, обычно относят неустойчивость ламинарного пограничного слоя (т. е. характер развития возмущений, вызывающих переход) и его восприимчивость (почему и каким образом в пограничном слое под воздействием внешних колебаний возникают возмущения, вызывающие переход).

Достаточно полный обзор теоретических и экспериментальных результатов по устойчивости сверхзвукового пограничного слоя дан в [1]. Воздействию внешних возмущений на пограничный слой уделяется меньше внимания. Одним из видов внешних возмущений могут быть акустические колебания, а для сверхзвуковых труб их доля оказывается преобладающей [2]. Акустические возмущения могут изменять структуру течения в исследуемом пограничном слое и влиять на положение перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный (см., например, [1]).

В последнее время появились новые теоретические работы о возбуждении волн неустойчивости в пограничном слое сжимаемого газа внешним акустическим полем [3-5]. Экспериментальных работ по проверке выводов теории нет.

Один из возможных подходов к экспериментальному изучению восприимчивости пограничного слоя заключается в моделировании процесса возбуждения собственных колебаний пограничного слоя внешними, искусственно вызванными акустическими возмущениями.

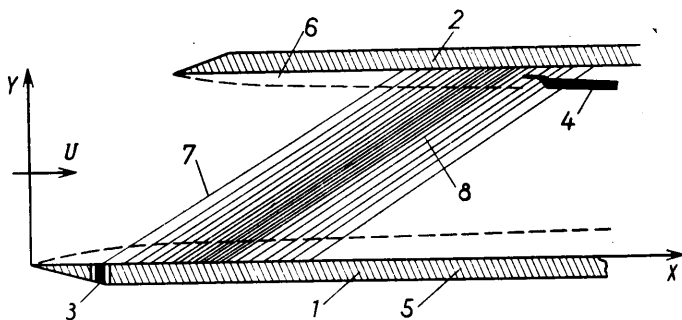
Для этого необходим источник звуковых колебаний, удовлетворяющий определенным требованиям. Специфика проведения эксперимента на сверхзвуковой аэродинамической трубе затрудняет, а подчас делает совсем невозможным использование традиционных источников акустических возмущений, таких, как акустические сирены, свистки Гартмана, решетки и т. д. [6].

В работе [7] показана возможность создания источника детерминированных акустических возмущений на основе системы разряд-пограничный слой и проведено исследование поля излучения от него. С использованием такого источника искусственных возмущений в данной работе были проведены первые экспериментальные исследования по восприимчивости сверхзвукового пограничного слоя. Оказалось, что на пластине существуют области наиболее эффективного преобразования внешних акустических возмущений в собственные колебания сверхзвукового пограничного слоя: передняя кромка пластины, область акустической ветви нейтральной кривой и область нижней ветви кривой нейтральной устойчивости.

1. Эксперименты проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО АН СССР с пониженной степенью турбулентности и с сечением рабочей части 200×200 мм [8]. Возмущения свободного потока в ее рабочей части определяются в основном акустической модой пульсаций [9]. Измерения проводились при числе Маха набегающего потока $M=2,0$. Единичное число Рейнольдса Re_1 изменялось от $5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ до $12 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$.

На фиг. 1 приведена схема экспериментальной модели. Модель представляла собой две стальные пластины с острыми передними кромками, установленные параллельно друг другу в горизонтальной плоскости. Пластина 1 с поверхностным электрическим разрядом 3 жестко крепилась к боковым стенкам аэродинамической трубы. На пластине 2 закреплялся датчик термоанемометра 4. На схеме также представлены: 5, 6 - пограничные слои пластины, 7 - линия Маха от разряда, 8 - излучение от переходной зоны.

Разряд зажигался на двух электродах, установленных на расстоянии 17,5 мм от передней кромки пластины 1 заподлицо с ее поверхностью. Electroды диаметром 0,5 мм изготавливались из меди, от модели и между собой они были изолированы керамикой. Минимальный промежуток между электродами составлял 0,55 мм. Electroды были установлены так, что разряд зажигался в плоскости, параллельной пе-



Фиг. 1

редней кромке пластины 1. Напряжение на электроды подавалось по схеме: задающий генератор ГЗ-112, усилитель мощности Г2-12, повышающий трансформатор ТВС-110, электроды [7]. Частота зажигания электрического разряда f менялась от 5 до 20 кГц.

Пластина 2 устанавливалась на штанге координатника и перемещалась по координатам X , Y . Здесь X — продольная, а Y — поперечная координаты. Начало координат совпадает с передней кромкой пластины 1 в плоскости, проходящей через центр разряда. Датчик 4 на пластине 2 закреплялся таким образом, чтобы его можно было устанавливать на различные расстояния от ее поверхности. Измерения проводились в слое с максимальными пульсациями. Расстояние от передней кромки до датчика выбиралось таким, чтобы в исследуемом диапазоне единичных чисел Рейнольдса Re_1 и частот f датчик находился в области неустойчивости, и составляло 90 мм.

Возмущения в пограничном слое пластины 2 и в свободном потоке между пластинами регистрировались с помощью термоанемометра постоянного тока ТПТ-3 [10]. В экспериментах использовались датчики с нитью из вольфрама диаметром 6 мкм и длиной $1,2 \pm 0,1$ мм. Пульсации напряжения с выхода термоанемометра подавались на селективный усилитель У2-8, настроенный на исследуемую частоту в узкой полосе, и регистрировались вольтметром, встроенным в усилитель. Для определения фазы исследуемого сигнала относительно источника возмущений использовался двухлучевой осциллограф С1-17, синхронизированный от горящего разряда. Точность определения фазы составляла 5–7°.

Во время экспериментов контролировался режим течения между пластинами. Для этого трубкой полного напора, установленной в свободном потоке над датчиком термоанемометра, измерялось полное давление за прямым скачком. Для измерения статического давления на пластине 2 делалось дренажное отверстие диаметром 0,8 мм на уровне датчика и на расстоянии 10 мм в сторону от него. По полученным значениям полного и статического давлений вычислялось число Маха между пластинами.

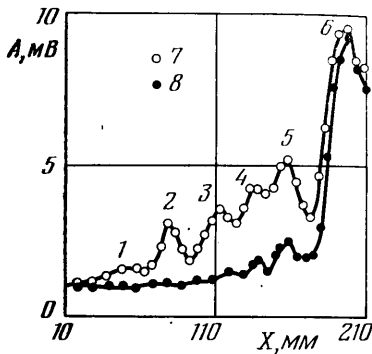
2. От поверхностного электрического разряда 3 в ламинарном пограничном слое 5 возникают возмущения, которые при движении вниз по потоку усиливаются в несколько раз. Этот процесс сопровождается акустическим излучением во внешний поток [7]. Остановимся кратко на основных характеристиках этого излучения.

Распределение амплитуды возмущения A , излучаемого в свободный поток, в зависимости от продольной координаты X имеет два максимума. Первый, довольно узкий максимум, вызван самим электрическим разрядом и распространяется по линии Маха 7 от него. Второй максимум 8 соответствует излучению от переходной зоны и распространяется по линии, близкой к линии Маха. Частота излучения совпадает с частотой зажигания электрической дуги. На расстоянии $Y < 15\delta$ (δ — толщина пограничного слоя в переходной зоне) основной вклад в излучение вносят волны Толлмина — Шлихтинга, но они затухают значительно быстрее, чем звуковые волны, и при больших расстояниях наблюдаются уже только акустические возмущения. Излучение распространяется в основном в плоскости XU , доля наклонных волн в поперечном направлении незначительна. Для различных режимов работы аэродинамической трубы и частот зажигания f электрической дуги излучение было заметно до $Y \sim 50\delta$. При больших расстояниях искусственное излучение было незаметно на фоне естественных возмущений.

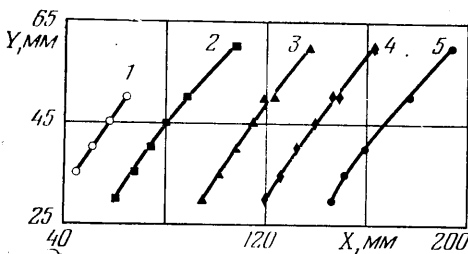
Такой источник контролируемых искусственных возмущений можно использовать для экспериментального исследования устойчивости и восприимчивости сверхзвукового пограничного слоя.

3. От пластины с электрическим разрядом в свободный поток излучаются возмущения заданной частоты и с контролируемой фазой. Это излучение имеет два максимума. При перемещении пластины 2 по координатам X , Y в поле возмущений, максимумы излучения попадают на различные части пластины и вызывают различный отклик пограничного слоя на внешние по отношению к нему возмущения.

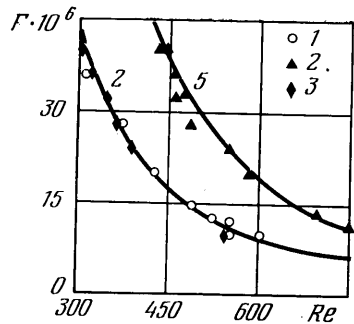
На фиг. 2 приведено характерное распределение амплитуды возмущения $A(X)$ в зависимости от координаты X передней кромки пластины 2 (расстояния между передними кромками пластин в продольном направлении) при фиксированном значении координаты Y (расстояния между пластинами). Данные получены для $Y=40$ мм, $f=10$ кГц, $Re_1=9,7 \cdot 10^6$ м⁻¹. На



Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4

графике цифрами 1–6 обозначены максимумы возмущений в пограничном слое, вызванные воздействием внешнего излучения на пограничный слой. Точки 7 получены при включенном разряде, точки 8 – при выключенном. Максимум 6 соответствует наступлению перехода на пластине 2, а наличие остальных максимумов $A(X)$ указывает на то, что существуют точки на исследуемой модели, в окрестности которых происходит более интенсивное порождение возмущений в ламинарном пограничном слое. Максимумы излучения от системы разряд – пограничный слой, попадая в окрестности этих точек, вызывают увеличение возмущений в пограничном слое модели.

Для подтверждения вывода о существовании особых точек были произведены измерения $A(X)$ для $f=10$ кГц, $Re_1=6,1 \cdot 10^6$ м⁻¹ и различных расстояний Y между пластинами. На фиг. 3 приведены X -координаты максимумов возмущений в пограничном слое второй пластины в зависимости от расстояния Y между пластинами, обозначения максимумов как на фиг. 2. Видно, что максимумы возмущений в пограничном слое смещаются к началу координат при уменьшении координаты Y . По значениям абсцисс и ординат можно оценить угол между осью и направлением смещения X -координат максимумов. Он равен примерно 30–36° (на фиг. 3 угол кажется большим из-за разного масштаба в X - и Y -направлениях), что соответствует наклону линий Маха для $M=2,0-1,7$.

В процессе эксперимента число Маха потока между двумя пластинами контролировалось. Оно оказалось меньшим, чем число Маха набегающего потока, и зависящим от взаимного расположения пластин. Для значений координаты X , соответствующим максимумам 1–5, число Маха между пластинами зависит в основном от расстояния между пластинами. Так, для $Y=60$ мм $M \sim 1,96$; для $Y=50$ мм $M \sim 1,93$; для $Y=40$ мм $M \sim 1,90$. Наступление перехода 6 характеризуется резким уменьшением числа Маха между пластинами до $M=1,65$. Таким образом, из фиг. 3 можно сделать вывод, что X -координаты максимумов при уменьшении координаты Y смещаются по линиям Маха.

Так как излучение от пластины с разрядом распространяется также по линиям Маха, то для нахождения областей наибольшей восприимчивости пограничного слоя можно использовать простые геометрические построения.

При определении областей максимальной восприимчивости возникают определенные трудности, связанные с тем, что у искусственного излучения наблюдаются два максимума интенсивности. Разобраться в том, какие максимумы $A(X)$ в пограничном слое пластины соответствуют попаданию излучения от самого разряда на точки, в окрестности которых происходит более интенсивное порождение, а какие попаданию излучения от переходной зоны, помогает тот факт, что при рабочих напряжениях зажигания электрической дуги переходная зона на пластине с разрядом слабо смещается по сравнению с пластиной без разряда. Излучение звука от переходной зоны происходит и без включенного разряда, но в широком диапазоне частот, и совпадает по положению (а не по амплитуде) с излучением от пластины с включенным разрядом. Поэтому при выключенном разряде оставались только максимумы возмущений в пограничном слое, вызванные попаданием излучения от переходной зоны на области наибольшей восприимчивости пограничного слоя, и пропадали максимумы, связанные с самим разрядом. Тогда максимумы 1 и 2 (см. фиг. 2) вызваны непосредственно излучением разряда, а максимумы 3, 4 и 5 — излучением переходной зоны.

Продолжим линии Маха на фиг. 3 до пересечения с первой пластиной. Если теперь учесть, что разряд был установлен на расстоянии 17,5 мм от передней кромки, а максимум возмущений, соответствующий переходу, на расстоянии 95–110 мм (в зависимости от режима течения), то можно показать, что максимумы 2 и 5 вызваны попаданием излучения на переднюю кромку пластины 2. Это заключение подтверждается также следующими измерениями. Для расстояния между пластинами $Y=40$ мм при различных значениях единичных чисел Рейнольдса Re_1 и частотах зажигания электрической дуги f были получены распределения, аналогичные приведенным на фиг. 2. Максимумы возмущений 2 и 5, соответствующие попаданию излучения на переднюю кромку, не смещались, а максимумы, соответствующие другим областям наибольшей восприимчивости пограничного слоя, смещались по координате X . По этим данным определялись расстояния l от передней кромки пластины 2 до особых точек. Для возмущений, вызванных самим разрядом, это расстояние равно разности X -координат максимумов 2 и 1; для возмущений, вызванных переходной зоной, — разности X -координат максимумов 5 и 3; 5 и 4. Расстояния l использовались для вычисления чисел Рейнольдса особых точек: $Re = \sqrt{Re_1 l}$.

На фиг. 4 числа Рейнольдса особых точек нанесены в зависимости от безразмерного частотного параметра $F=2\pi f/(URe_1)$, где U — скорость невозмущенного потока. Точки 1, 3 и 4 соответствуют максимумам с такими же номерами на фиг. 2. Полученные данные сравниваются с нейтральными кривыми, построенными для естественных возмущений на этой же установке [11]. Линия 2 соответствует нижней ветви кривой нейтральной устойчивости, линия 5 — звуковой ветви (максимальному усилению

акустических возмущений ламинарным сверхзвуковым пограничным слоем). Кривые построены осреднением многочисленных экспериментальных данных для числа Маха $M=2,0$ и различных единичных числах Рейнольдса Re_1 набегающего потока. Из сравнения видно, что максимумы 1 и 4 вызваны попаданием излучения в окрестность звуковой ветви, а максимум 3 — нижней ветви нейтральной кривой.

Надо отметить, что пограничный слой хорошо воспринимает внешние акустические возмущения. Как уже отмечалось выше, искусственное излучение на фоне естественных возмущений было заметно только до расстояния от пластины с разрядом $Y \sim 50\delta$. А в пограничном слое второй пластины значительный отклик на искусственное возмущение был замечен и на расстоянии $Y \sim 80\delta$. Для больших расстояний Y измерения не проводились из-за малых размеров рабочей части сверхзвуковой аэродинамической трубы Т-325.

Из результатов данной работы можно сделать вывод, что наиболее интенсивное преобразование внешних акустических возмущений в собственные колебания пограничного слоя плоской пластины происходит в окрестностях: передней кромки пластины; звуковой ветви нейтральной кривой; нижней ветви кривой нейтральной устойчивости.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гапонов С. А., Маслов А. А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980. 144 с.
2. Laufer J. Some statistical properties of the pressure field radiated by a turbulent boundary layer. — Phys. Fluids, 1964, v. 7, № 8, p. 1191–1197.
3. Гапонов С. А. Взаимодействие сверхзвукового пограничного слоя с акустическими возмущениями. — Изв. АН СССР. МЖГ, 1977, с. 51–56.
4. Жигулев В. Н., Федоров А. В. Исследование возбуждения волн Толлмина — Шлихтинга. Препринт № 3. Новосибирск: Ин-т теор. и прикл. механ. СО АН СССР, 1982.
5. Гапонов С. А. Порождение собственных колебаний сверхзвукового пограничного слоя звуком. — В кн.: Неустойчивость до- и сверхзвуковых течений. Новосибирск: Ин-т теор. и прикл. механ. СО АН СССР, 1982, с. 16–24.
6. Olson L. E., Gregorek G. M., Lee J. D. The influence of artificially induced turbulence upon boundary layer transition in supersonic flows. — APL-71-002, Columbus, 1971. 117 p.
7. Косинов А. Д., Маслов А. А., Семенов Н. В. Методы введения искусственных возмущений в сверхзвуковой поток. Препринт № 34. Новосибирск: Ин-т теор. и прикл. механ. СО АН СССР, 1983.
8. 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: Ин-т теор. и прикл. механ. СО АН СССР, 1972, с. 11–13.
9. Лебига В. А. Характеристики пульсаций в рабочей части сверхзвуковой аэродинамической трубы. — В кн.: Неустойчивость до- и сверхзвуковых течений. Новосибирск: Ин-т теор. и прикл. механ. СО АН СССР, 1982, с. 123–130.
10. Елфимов А. Г., Лебига В. А. Термоанемометр постоянного тока. — А. с. № 1026059. — Открытия. Изобретения, 1983, № 24, с. 132.
11. Лебига В. А., Маслов А. А., Приданов В. Г. Экспериментальное исследование устойчивости сверхзвукового пограничного слоя на пластине с притуплением передней кромки. — Изв. АН СССР. МЖГ, 1977, № 4, с. 65–70.

Новосибирск

Поступила в редакцию
11.VI.1985