

УДК 532.526.3.013.4

© 1994 г. Б. Ю. ЗАНИН

ВОЗНИКНОВЕНИЕ ВОЛН НЕУСТОЙЧИВОСТИ В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ ПРИ УМЕРЕННОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ ПОТОКА

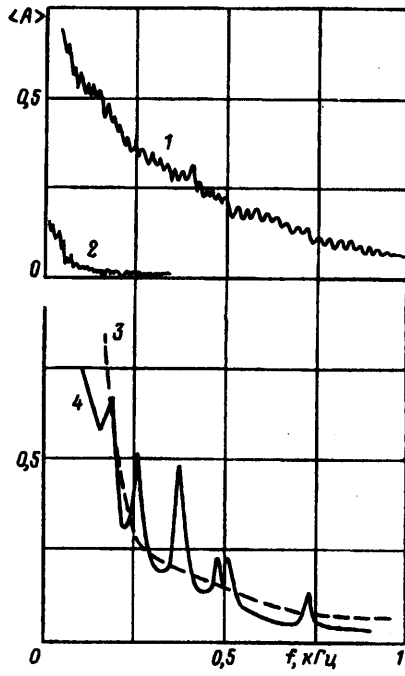
Экспериментально исследуются особенности механизма перехода в пограничном слое на профиле крыла при умеренной турбулентности потока. Показано, что частота и длина волны неустойчивости зависят от толщины пограничного слоя в области возникновения перегиба в профиле средней скорости.

Физический механизм процесса перехода от ламинарного течения к турбулентному в пограничном слое на профиле крыла в значительной степени зависит от уровня турбулентности потока и величины продольного градиента давления [1]. В частности при низкой степени турбулентности набегающего потока ($\varepsilon < 0,1\%$) переход происходит через развитие вихревых возмущений в виде пакета волн неустойчивости. При повышенной степени турбулентности потока ($\varepsilon > 1\%$) возможно существование механизма перехода, не связанного с возникновением волн неустойчивости [2, 3]. В то же время в [4] показано, что в случае умеренной турбулентности ($\varepsilon = 0,3-0,6\%$) потока, обтекающего профиль крыла со значительным неблагоприятным градиентом давления, в пограничном слое при переходе развивается пакет колебаний в узком частотном диапазоне аналогично тому, как это происходит при низком уровне турбулентности. Обнаружено, что увеличение турбулентности потока приводит к уменьшению средней частоты пакета [4]. Это явление подробно исследовано не было. В данной работе описываются результаты экспериментов, в которых изучались особенности механизма перехода в пограничном слое на профиле крыла при умеренной турбулентности потока. Показано, что частота и длина волны неустойчивости зависят от толщины пограничного слоя в области возникновения перегиба в профиле средней скорости.

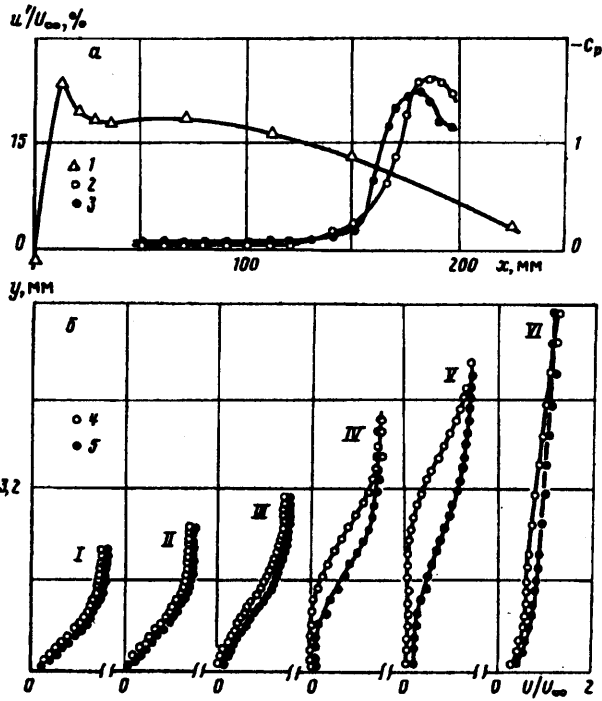
1. Эксперименты проводились в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ СО РАН [5] при скорости потока $U_\infty = 8$ м/с. В этой установке степень турбулентности потока $\varepsilon < 0,04\%$. Для повышения степени турбулентности на входе в рабочую часть квадратного сечения размером 1×1 м устанавливалась турбулизирующая сетка с размером ячейки 5×5 мм, изготовленная из лески диаметром 0,4 мм. При скорости потока 8 м/с эта сетка обеспечивала, как показали измерения, величину продольных пульсаций скорости 0,4%. Частотные спектры вихревых возмущений в трубе с установленной турбулизирующей сеткой и без нее имеют гладкую форму, без выделенных дискретных частот (фиг. 1, кривые 1 и 2 соответственно).

После установки сетки потребовалось увеличение оборотов вентилятора для обеспечения заданной скорости потока, которая определялась по установленному в рабочей части комбинированному насадку Пито — Прандтля. Увеличение числа оборотов привело к возрастанию уровня шума в трубе с 82 до 96 дБ. Кроме того, установка сетки изменила частотный состав фоновых акустических пульсаций. Частотный спектр шума также приобрел гладкую форму (фиг. 1, кривая 3), в то время как без сетки в спектре присутствует несколько дискретных пиков пульсаций (фиг. 1, кривая 4) на частотах 255, 373, 490, 515 и 739 Гц.

Использовавшаяся в экспериментах модель крыла имела профиль NASA 63-2-615. Размах модели 1 м, при установке в рабочую часть модель упиралась торцами в стенки, тем самым моделировалось



Фиг. 1



Фиг. 2

обтекание крыла бесконечного размаха. Модель имела дренажные отверстия для измерения статического давления. Средняя хорда модели, вдоль которой проводились измерения, $b = 0,27$ м, угол атаки 6° .

Измерения в пограничном слое проводились термоанемометром DISA по методике [6], длина волны неустойчивости измерялась методом [7]. Для этого в потоке создавались акустические колебания на частоте волны и измерялась фаза вихревых пульсаций с этой частотой в пограничном слое относительно опорного сигнала в различных точках вдоль хорды профиля.

2. На фиг. 2, а показано распределение статического давления на модели (точки 1) и кривые нарастания интегральных по спектру пульсаций в пограничном слое (точки 2 — данные при низкой степени турбулентности, точки 3 — при повышенной), измеренные вдоль линии постоянной средней скорости $U = 0,6 U_\infty$. Переход от ламинарного течения к турбулентному происходит в задней части профиля в области неблагоприятного градиента давления. Максимальная величина пульсаций, по которой определяют положение перехода, достигается в точках $x = 185$ (при низких ϵ) и 180 мм (при повышенных ϵ).

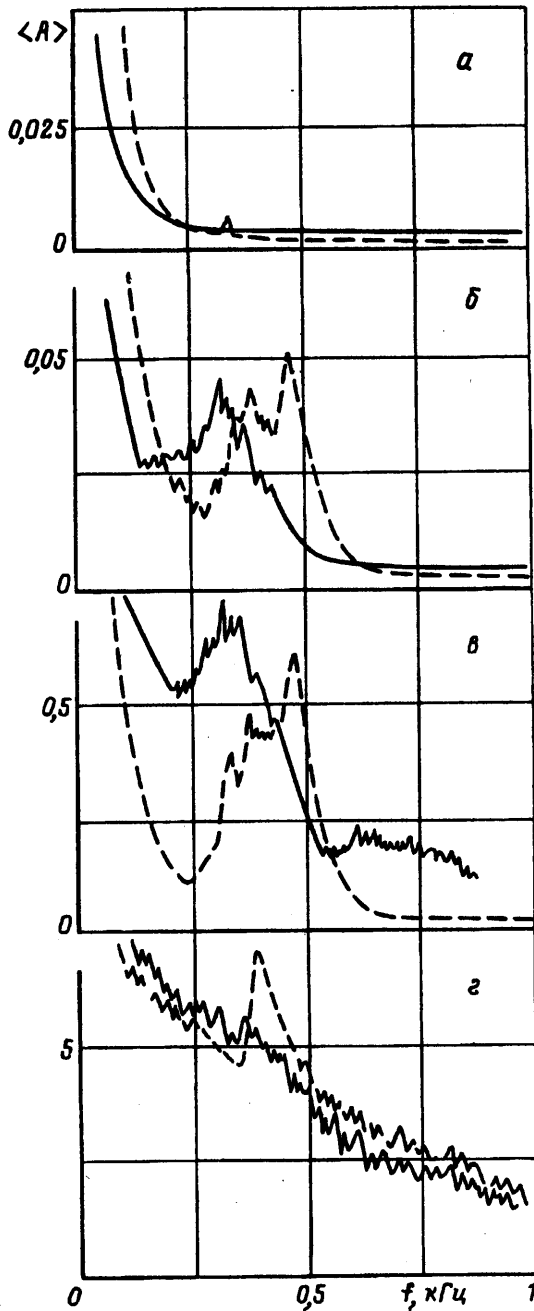
На фиг. 2, б приведены профили средней скорости в пограничном слое при низкой (точки 4) и повышенной (точки 5) турбулентности потока в сечениях I—VI, соответствующих $x = 90, 110, 130, 150, 170$ и 195 мм. Они показывают, что в обоих случаях существует ламинарный отрыв потока на поверхности модели. Увеличение степени турбулентности потока приводит к изменению распределения скорости в зоне отрыва: размер отрывной зоны уменьшается. Переход происходит в зоне отрыва с последующим присоединением турбулентного потока. Амплитуда пульсаций в ламинарном пограничном слое до области перехода ($x = 70$ мм) после установки сетки возрастает в 3 раза и составляет 0,84% скорости набегающего потока.

Физический механизм перехода от ламинарного течения к турбулентному состоит в возникновении и развитии пакета волн неустойчивости в пограничном слое. Об этом свидетельствуют частотные спектры пульсаций в пограничном слое, измеренные, как и кривые нарастания пульсаций, вдоль линии постоянной средней скорости. Частотные спектры показаны на фиг. 3, где штриховые кривые соответствуют низкой степени турбулентности, сплошные кривые — повышенной. По спектрам видно, как изменяется частотный состав пульсаций в пограничном слое вниз по потоку от ламинарного ($a-x = 130$ мм) к турбулентному ($z-x = 180$ мм) течению. При $\epsilon < 0,04\%$ в спектрах в области перехода ($b, в - x = 150, 160$ мм) существует три дискретных пика на частотах 373, 406, 490 Гц. Из них пики на частотах 373 и 490 Гц соответствуют пикам внешних акустических пульсаций (фиг. 1, кривая 4) и, по-видимому, генерируются этой внешней акустикой, как показано в [6]. Частота пика 406 Гц, отсутствующая в акустике, принята за среднюю частоту волнового пакета.

При $\epsilon = 0,4\%$ в спектре в области перехода выделяется только один пик с частотой 324 Гц, поскольку во внешней акустике в данном случае дискретных пиков нет. Таким образом, увеличение турбулентности потока привело к уменьшению средней частоты волнового пакета в пограничном слое, что соответствует результатам [4].

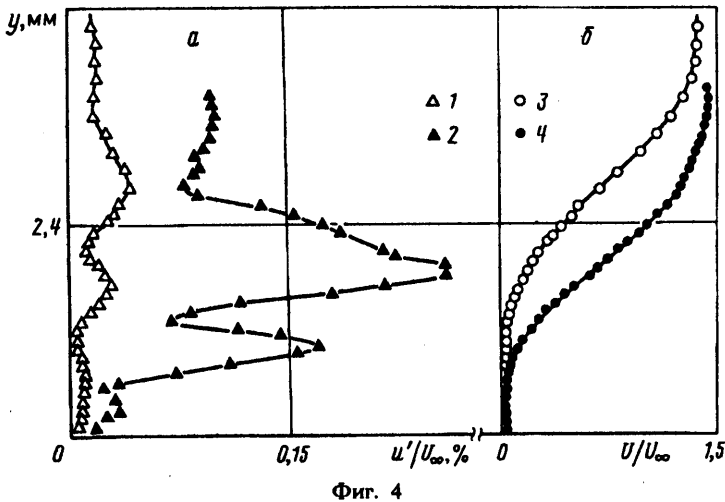
Профили пульсаций скорости на частоте волны в области отрыва при низкой и повышенной турбулентности потока имеют характерную форму с четырьмя максимумами (фиг. 4, точки 1 и 2 соответственно). Максимальное значение амплитуды пульсаций достигается на расстоянии от поверхности модели, соответствующем точке перегиба в профиле средней скорости (точки 3 и 4 на фиг. 4), где скорость потока в обоих случаях составляет примерно $0,6 U_\infty$. Профили неустойчивых пульсаций в пограничном слое на плоской пластине имеют три максимума [8]. Обнаруженный в данной работе четвертый максимум находится в области отрыва, где средняя скорость потока близка к нулю (фиг. 4).

Измерения фазы волны неустойчивости вдоль хорды модели показали, что как при низкой турбулентности потока, так и при повышенной турбулентности



Фиг. 3

потока наблюдается участок линейной зависимости фазы волны от координаты, причем точка, в которой начинается линейное нарастание фазы, смещается вниз по потоку с ростом внешней турбулентности. Такая линейная зависимость фазы волны от продольной координаты позволяет определить длину волны неустойчивости и затем вычислить скорость ее распространения (фазовую скорость). Оказалось, что длина волны неустойчивости составляет $\lambda = 11,3$ мм при низкой турбулентности и $\lambda = 13,8$ мм при повышенной турбулентности потока. Скорость



Фиг. 4

распространения волн имеет примерно одинаковую величину ($0,57 U_\infty$ и $0,61 U_\infty$ соответственно) и совпадает со скоростью потока в пограничном слое на том уровне, где в профиле средней скорости находится точка перегиба (фиг. 4). Полученные значения скорости распространения соответствуют характерной фазовой скорости вихревых возмущений, развивающихся при переходе к турбулентности.

3. Полученные результаты показывают, что при увеличении турбулентности потока длина волны неустойчивости также увеличивается. В [9] показано, что на данном профиле средняя длина волны неустойчивости λ определяется толщиной ламинарного пограничного слоя δ в том месте, где в профиле средней скорости появляется точка перегиба, и приближенно описывается соотношением

$$\lambda \approx 2\lambda\delta \quad (3.1)$$

Поэтому в данной работе проанализировано, как изменяется положение точки перегиба в профиле средней скорости с ростом уровня внешней турбулентности. Для того чтобы обнаружить появление точки перегиба в профилях средней скорости, проводилась аппроксимация этих профилей с помощью кубических сплайнов. Оказалось, что при низкой турбулентности потока точка перегиба появляется в профиле средней скорости приблизительно при $x = 90$ мм, а при повышенной турбулентности — при $x = 110$ мм. Именно в этих точках была определена толщина пограничного слоя по значению скорости $0,995 U$. Результаты показывают, что $\delta = 2,0$ мм в точке $x = 110$ мм при $\varepsilon = 0,4\%$ и $\delta = 1,85$ мм в точке $x = 90$ мм при $\varepsilon < 0,04\%$. Возрастание толщины пограничного слоя и привело к увеличению длины волны неустойчивости при росте внешней турбулентности. Волновое число имеет величину $\alpha = 1,03$ при низкой степени турбулентности и $\alpha = 0,91$ при повышенной. Эти данные подтверждают возможность применения выражения (3.1) для приближенного описания зависимости длины волны неустойчивости от толщины пограничного слоя в обоих случаях.

В целом результаты экспериментов позволяют сделать вывод о том, что на данном профиле крыла, имеющем значительный неблагоприятный градиент давления, при увеличении турбулентности потока ε от величины, меньшей $0,04\%$, до $0,4\%$ сохраняется течение с ламинарным отрывом потока и реализуется один и тот же механизм перехода через возникновение пакета волн неустойчивости в пограничном слое.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Грек Г. Р., Козлов В. В., Рамазанов М. П. Ламинарно-турбулентный переход при повышенной степени турбулентности набегающего потока (обзор)//Сиб. физ.-техн. журн. 1991. Вып. 6. С. 106—137.
2. Косорыгин В. С., Поляков Н. Ф., Супрун Т. Т., Эпик Э. Я. Развитие возмущений в ламинарном пограничном слое пластины при повышенной турбулентности внешнего потока//Неустойчивость до- и сверхзвуковых течений. Новосибирск, ИТПМ СО АН СССР, 1982. С. 85—92.
3. Гуляев А. Н., Козлов В. Е., Кузнецов В. Р. и др. Взаимодействие ламинарного пограничного слоя с внешней турбулентностью//Изв. АН СССР. МЖГ. 1989. № 5. С. 55—65.
4. Довгаль А. В., Занин Б. Ю. Влияние турбулентности набегающего потока на развитие возмущений в течении с отрывом пограничного слоя//Неустойчивость до- и сверхзвуковых течений. Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1982. С. 77—84.
5. Багаев Г. И., Голов В. К., Медведев Г. В., Поляков Н. Ф. Аэродинамическая труба малых скоростей Т-324 с пониженной степенью турбулентности//Аэрофиз. исслед. Вып. 1. Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1972. С. 5—8.
6. Занин Б. Ю. Возникновение нескольких волновых пакетов в пограничном слое на профиле крыла//Уч. зап. ЦАГИ. 1990. Т. 21. № 1. С. 94—97.
7. Довгаль А. В., Козлов В. В. Влияние акустических возмущений на структуру течения в пограничном слое с неблагоприятным градиентом давления//Изв. АН СССР, МЖГ. 1983. № 2. С. 48—52.
8. Косорыгин В. С., Левченко В. Я., Поляков Н. Ф. Ламинарный пограничный слой при умеренной турбулентности набегающего потока. Препринт № 16—88. Новосибирск: Ин-т теор. и прикл. мех. АН СССР, 1988. 28 с.
9. Занин Б. Ю. О параметрах волн неустойчивости в пограничном слое//Инж.-физ. журн. 1987. Т. 53. № 4. С. 624—629.

Новосибирск

Поступила в редакцию
24.VIII.1992