

УДК 532.517.3

ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНЫЙ ПЕРЕХОД ПРИ ПОВЫШЕННОЙ СТЕПЕНИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ НАБЕГАЮЩЕГО ПОТОКА

ГРЕК Г. Р., КОЗЛОВ В. В., РАМАЗАНОВ М. П.

Экспериментальная работа по исследованию ламинарно-турбулентного перехода при повышенной степени турбулентности набегающего потока была проведена на малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ СО АН СССР.

Цель работы состояла в том, чтобы, во-первых, рассмотреть возможность существования, развития и влияния на переход волн Толлмина — Шлихтинга (Т — Ш) в условиях повышенной степени турбулентности набегающего потока, когда турбулентные пятна возникают практически на передней кромке модели (плоская пластина); во-вторых, экспериментально подтвердить предположения о том, что локализованное в пространстве возмущение из набегающего потока при взаимодействии с пограничным слоем инициирует зарождение турбулентного пятна, и исследовать развитие турбулентного пятна в условиях повышенной степени турбулентности. Исследования проводились при скорости набегающего потока 10 м/с, возмущения вводились искусственным путем, измерения выполнены с помощью термоанемометра постоянной температуры. При сборе и обработке экспериментальных данных использовалась ЭВМ СМ-3.

Результаты исследований показали, что в условиях повышенной степени турбулентности набегающего потока на ламинарных участках пограничного слоя в промежутках между турбулентными пятнами может зарождаться, существовать, развиваться и оказывать влияние на ламинарно-турбулентный переход волна Т — Ш. Локализованное возмущение, созданное в набегающем потоке, при взаимодействии с пограничным слоем модели породило турбулентное пятно. Основные характеристики развития турбулентного пятна не зависят от степени турбулентности набегающего потока.

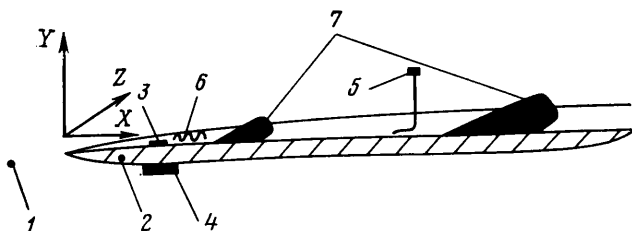
1. Постановка задачи. Переход ламинарного пограничного слоя в турбулентное состояние при малой интенсивности возмущений в набегающем потоке представляет собой процесс эволюции и трансформации возмущений различной природы. Этот процесс при малой интенсивности всех внешних возмущений можно условно разделить на три этапа: генерацию волн пограничного слоя (волн Т—Ш), их усиление, нелинейное разрушение ламинарного режима, когда существенно взаимодействие возмущений и возникновение турбулентных пятен, приводящих в конечном итоге к полностью турбулентному течению в пограничном слое [1, 2]. При повышенной степени турбулентности набегающего потока переход к турбулентности, как отмечалось в [3—5], происходит несколько другим путем. Считается, что вихревые возмущения конечной величины, находящиеся в набегающем потоке, вызывают локальные отрывы пограничного слоя на плоской пластине, приводящие к появлению турбулентных пятен непосредственно вблизи передней кромки без предварительного нарастания синусоидальных возмущений, которые, развиваясь по потоку, заполняют все пространство и приводят к переходу к турбулентности.

В данной работе ставилась задача рассмотреть особенности перехода второго типа. Эта задача была рассмотрена в трех аспектах: 1) возможность существования, развития и влияния на переход волн Т—Ш в условиях повышенной степени турбулентности ($\varepsilon=1\%$) набегающего потока, когда турбулентные пятна возникают непосредственно на передней кромке модели; 2) преобразование возмущения конечной величины в набегающем потоке в турбулентное пятно при его взаимодействии с пограничным слоем

в контролируемых условиях; 3) развитие турбулентных пятен в процессе перехода к турбулентности.

В экспериментальных исследованиях [6] последних лет удалось выделить волну Т—Ш при «естественном» переходе в пограничном слое на плоской пластине при степени турбулентности набегающего потока $\varepsilon = 0,1-0,4\%$, но в отсутствие турбулентных пятен, которые зарождались позднее в результате разрушения волн Т—Ш.

Начало исследованию турбулентных пятен было положено в [7, 8], где было показано, что переход ламинарной формы течения в турбулентную представляет собой беспорядочную смену во времени ламинарных и турбулентных состояний. Непрерывное развитие турбулентных пятен в пространстве и времени приводит в дальнейшем при их объединении к



Фиг. 1

полностью турбулентному течению. Пятно в водяном канале было визуализировано в [9]. Начиная с середины 70-х годов для исследования турбулентных пятен используется вычислительная техника, позволяющая выделять средние характеристики из турбулентных пульсаций с помощью методики «осреднения по ансамблю» [10—12]. Это позволило значительно продвинуться вперед в понимании механизмов развития турбулентных пятен, их внутренней структуры, скоростей распространения и связи с окружающей их жидкостью.

2. Методика измерений. Эксперименты проводились в дозвуковой аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики СО АН СССР. Пластина из оргстекла 2 с эллипсообразным носиком помещалась под нулевым углом атаки в рабочей части трубы и имела размеры $100 \times 150 \times 1$ см (фиг. 1). Все измерения проводились при скорости течения $U_\infty = 10$ м/с, при этом степень турбулентности набегающего потока не превышала $0,04\%$. Повышенная степень турбулентности набегающего потока создавалась установкой на расстоянии 2130 мм от передней кромки пластины турбулизирующей сетки с ячейкой 10×10 мм из проволоки диаметром 1,5 мм, при этом степень турбулентности набегающего потока составляла $1 \pm 0,05\%$.

Турбулентные пятна были инициированы введением в пограничный слой пульсаций скорости с помощью динамического громкоговорителя через отверстие диаметром 0,5 мм, расположенное на расстоянии 300 мм от передней кромки пластины. Локализованное возмущение вводилось в набегающий поток через трубку диаметром 6 мм, расположенную на расстоянии 250 мм от передней кромки пластины 1. Трубка была герметично связана с полостью динамического громкоговорителя. Электрический сигнал на громкоговоритель подавался с выхода генератора прямоугольных импульсов, позволяющего изменять как частоту следования импульсов, так и их амплитуду.

Волна Т—Ш 6 вводилась в пограничный слой с помощью «вибрирующей ленточки» на расстоянии 200 мм от передней кромки пластины 3 в магнитном поле постоянного магнита 4. На ленточку подавалось синусоидальное напряжение частотой 85 Гц с выхода звукового генератора ГЗ-34. Развитие волн Т—Ш регистрировалось датчиком 5 термоанемометра 55D01 фирмы DISA с линеаризатором 55D10. С помощью двухлучевого

осциллографа проводилось измерение фазы волны Т—Ш. Измерение характеристик турбулентных пятен 7 проводилось также с помощью термоанемометра. Электрический сигнал, пропорциональный пульсационной составляющей скорости в пятне, преобразовывался из аналогового вида в цифровой с помощью аппаратуры «Спектр» и записывался в виде файла в память ЭВМ СМ-3. Запись в память ЭВМ была синхронизирована с опорным электрическим сигналом от генератора возмущений.

Операция осреднения по ансамблю проводилась по специально разработанной программе в автоматическом режиме. В данном случае синхронно суммировалось от 200 до 500 единичных реализаций, что позволяло выделять осредненные параметры турбулентного пятна в реальном масштабе времени. Выделение подобной детерминированной структуры из турбулентных пульсаций в пятне позволяло более точно оценить границы турбулентного пятна, скорость их распространения и описать его осредненные характеристики. Записанная таким образом информация затем подвергалась обработке по специально разработанным программам.

На пластине при отсутствии возмущений в области проводимых измерений реализовывалось ламинарное течение с профилем средней скорости, близким к профилю Блазиуса.

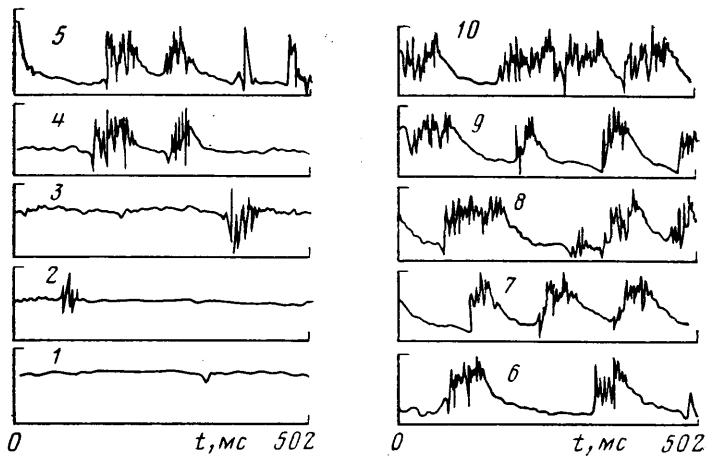
3. Результаты измерений. При повышенной степени турбулентности набегающего потока (в данном случае 1%) на пластине реализовано течение, когда турбулентные пятна возникают практически вблизи передней кромки модели (фиг. 2, где цифрами 1—10 обозначены осциллограммы, измеренные в точках $X=5, 50, 100, 200, 400, 600, 800, 1000, 1100$ и 1200 мм), т. е. течение представляет собой процесс непрерывной смены турбулентных и ламинарных состояний, случайных во времени и пространстве.

Возникающие турбулентные области (пятна) затем развиваются вниз по потоку, увеличиваясь в размерах и, сливаясь, делают пограничный слой полностью турбулентным. На осциллограммах (фиг. 2) видны не только широкие области турбулентных пульсаций, соответствующие сформировавшимся турбулентным пятнам, но и единичные высокочастотные выбросы ($X=400$ мм). Последние можно интерпретировать, с одной стороны, как области концов крыльев турбулентных пятен пролетающих через датчик, а с другой — как зарождение турбулентного пятна вдали от передней кромки пластины. Эти предположения, однако, требуют дополнительных экспериментальных исследований.

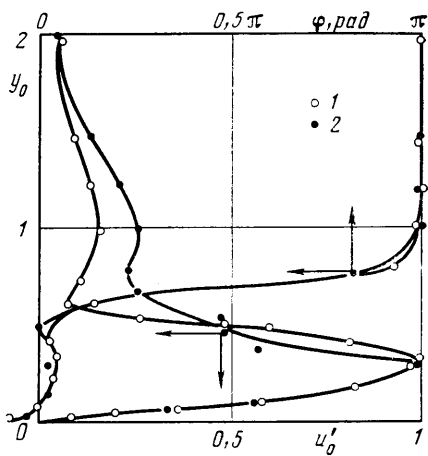
Была сделана попытка инициировать в данном течении плоскую волну Т—Ш с помощью вибрирующей ленточки по методике, описанной выше. Волна была реализована и результаты измерений ее параметров представлены на фиг. 3 (экспериментальные точки 2). Как видно из графика фиг. 3, профиль пульсаций продольной компоненты скорости $u_0' = f(y_0)$, где $u_0' = u'/u'_{max}$ и $y_0 = Y/\delta$, в узкой полосе частот 4 Гц (основная частота 85 Гц), измеренный в точках с координатой $X=300$ мм, соответствует профилю пульсаций скорости для плоской волны Т—Ш с двумя максимумами — внутри и на внешней границе пограничного слоя.

Изменение фазы сигнала φ в поперечном направлении находится в соответствии с предсказанием линейной теории устойчивости, т. е. наблюдается поворот фазы на 180° внутри пограничного слоя. Здесь же приведены измерения характеристик волны Т—Ш (экспериментальные точки 1) при тех же исходных параметрах, но при пониженной степени турбулентности набегающего потока ($\epsilon=0.04\%$), откуда можно сделать вывод о качественном совпадении порождаемых волн. Результаты измерений нарастания фазы волны Т—Ш для обоих случаев в зависимости от продольной координаты показали, что экспериментальные точки достаточно хорошо аппроксимируются прямой линией, причем длина волны λ составляет 42 мм, а фазовая скорость $C=0,36U_\infty$.

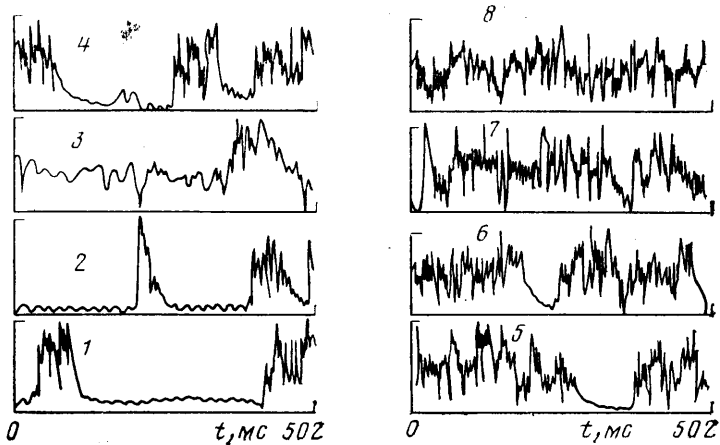
Таким образом, можно констатировать, что в данном случае, при повышенной степени турбулентности, инициировано вихревое возмущение —



Фиг. 2



Фиг. 3



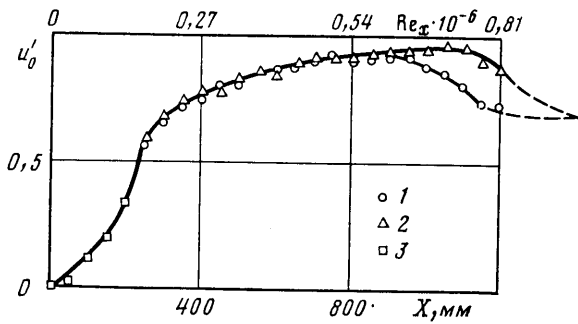
Фиг. 4

волна Т—Ш. На ламинарных участках течения в промежутках между «естественными» турбулентными пятнами существует волна Т—Ш (фиг. 4, 1—8 — осциллограммы, измеренные в точках $X=250, 300, 400, 600, 800, 1000, 1100$ и 1200 мм). Она довольно быстро претерпевает нелинейную стадию развития, результатом которой является возникновение новых турбулентных пятен. Пятна развиваются и заполняют ламинарные участки, что приводит к ускорению процесса турбулизации пограничного слоя. Следует отметить, что были проведены специальные экспериментальные исследования по изучению влияния волн Т—Ш на характеристики развития турбулентного пятна и подобное влияние обнаружено не было. Скорость распространения, форма и размеры турбулентного пятна оставались неизменными независимо от наличия или отсутствия волн Т—Ш в окружающей ламинарной жидкости.

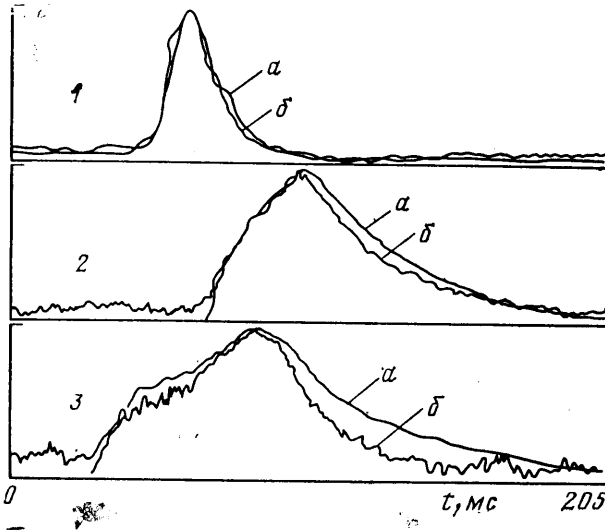
Известно [13], что переход к турбулентности в пограничном слое связан вначале с ростом интегральных по спектру пульсаций скорости, а затем с их падением и выходом на определенный уровень, характеризующий образование полностью турбулентного пограничного слоя. Приведенные результаты измерений интегральных по спектру среднеквадратичных пульсаций скорости на уровне максимума возмущенности по толщине пограничного слоя в зависимости от продольной координаты показали, что в случае введения в пограничный слой волны Т—Ш переход наступает гораздо раньше по сравнению со случаем перехода без волны (фиг. 5, где $u'_0 = u'/u'_{\max}$ и Re_x — число Рейнольдса в зависимости от координаты X ; экспериментальные точки соответствуют измерениям: 1 — с волной Т—Ш, 2 — без волны Т—Ш, 3 — без ленточки). На графике фиг. 5 штриховыми линиями показан выход на полностью турбулентное течение. В целом до $X=800$ мм экспериментальные точки практически ложатся на одну кривую, а затем по мере возникновения новых турбулентных пятен в результате эволюции волн Т—Ш рост возмущений для случая введения искусственных волн Т—Ш прекращается, в то время как пульсации без искусственных волн Т—Ш продолжают нарастать до $X=1100$ мм. В данном случае переход (по максимуму возмущений) при введении волны Т—Ш смещается примерно на $100-150$ мм вверх по потоку. Таким образом, по результатам проведенных измерений можно утверждать, что вихревые возмущения типа волн Т—Ш могут существовать, развиваться независимо от окружающих их турбулентных пятен и в конечном итоге оказывать влияние на ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое при повышенной степени турбулентности.

Как сказано выше, ламинарно-турбулентный переход при повышенной степени турбулентности связан с взаимодействием возмущений конечной величины из набегающего потока с пограничным слоем и возникновением при этом турбулентных пятен. Для экспериментальной проверки этого предположения было создано искусственное локализованное возмущение в набегающем потоке по описанной выше методике и исследованы этапы его развития до и в процессе взаимодействия с пограничным слоем. Эксперименты были проведены в условиях низкой степени турбулентности набегающего потока, а затем повторены при повышенной степени турбулентности. Возмущения вводились на расстоянии 250 мм от передней кромки модели (см. фиг. 1).

Результаты измерений показали, как формируется собственное возмущение пограничного слоя — турбулентное пятно из набегающего возмущения передней кромки модели $X=5$. При $X=500, 900, 1200$ мм турбулентное пятно представляет собой достаточно развитую структуру с высокочастотной и релаксационной областями. Скорости распространения переднего и заднего фронтов близки по величине для пятна, иницированного в пограничном слое. Таким образом, турбулентные пятна порождаются в пограничном слое на пластине локализованными возмущениями из на-



Фиг. 5



Фиг. 6

бегающего потока в наиболее чувствительном месте модели — на передней кромке.

В [14] пограничный слой при повышенной степени турбулентности набегающего потока рассматривался интегрально, без выделения турбулентных пятен, и был назван псевдоламинарным. Такое изучение, по нашему мнению, не позволяет подробно исследовать структуру данного течения. Рассмотрим проблему ламинарно-турбулентного перехода при повышенной степени турбулентности набегающего потока с позиций изучения процесса развития волн Т—Ш и турбулентных пятен отдельно, предполагая независимость их развития.

Были проведены измерения развития турбулентного пятна на плоской пластине при низкой степени турбулентности с искусственным введением возмущения по описанной выше методике через отверстие в точке $X = 300$ мм. Результаты измерений показали, что скорость задней границы турбулентного пятна значительно ниже, чем передней, что является причиной роста продольного размера пятна. При этом скорость переднего фронта составляла $0,89U_\infty$, а заднего фронта $0,57U_\infty$, как и в [12]. Можно говорить о хорошем совпадении результатов, хотя методика введения возмущений в [12] была другой (возмущения вводились электрическим разрядом). Это говорит о том, что пятно не «помнит» начальных условий и является собственным возмущением пограничного слоя.

Применение методики исследования турбулентного пятна в пограничном слое при низкой степени турбулентности к случаю повышенной степени турбулентности позволило сделать вывод о приемлемости такого под-

хода к исследованию турбулентного пятна и для этого случая. При повышенной степени турбулентности набегающего потока (1%) турбулентные пятна инициировались через отверстие при $X=300$ мм, а измерения сделаны в точках $X=500, 900, 1200$ мм. На фиг. 6 представлены осредненные по ансамблю реализации турбулентного пятна в плоскости его симметрии при $X=500, 900, 1200$ мм (данные 1-3) для низкой a и повышенной b степени турбулентности. В данном случае проведено осреднение по ансамблю от 300 до 500 единичных реализаций. Видно, что границы турбулентного пятна для обоих уровней турбулентности набегающего потока практически совпадают. «Естественные» турбулентные пятна, в окружении которых развивается искусственное пятно, не оказывают влияния на границы и скорость распространения границ пятна. Заметим, что в процессе осреднения по ансамблю детерминированный сигнал выделяется на фоне постоянной составляющей, которая формируется «естественными» турбулентными пятнами, вследствие чего не происходит окончательного сглаживания пульсационной составляющей этого сигнала (см. фиг. 6, $X=900, 1200$ мм).

Турбулентное пятно, инициированное в пограничном слое из локализованного возмущения в набегающем потоке, также было осреднено по ансамблю для случаев низкой и повышенной степени турбулентности набегающего потока. Основные характеристики такого осредненного турбулентного пятна остаются неизменными, несмотря на воздействие окружающих его «естественных» турбулентных пятен.

4. Выводы. Показано, что при повышенной степени турбулентности набегающего потока (1%), когда в ламинарном пограничном слое вблизи носика пластины возникают турбулентные пятна, в пограничном слое могут существовать и развиваться волны Т-Ш, оказывая существенное влияние на переход к турбулентности.

Установлено, что возможно инициирование турбулентного пятна в пограничном слое искусственным возмущением в набегающем потоке, скорость развития которого в пограничном слое не зависит от степени турбулентности набегающего потока.

Из анализа структуры перехода в случае повышенной степени турбулентности набегающего потока следует, что для управления этим процессом (затягивания или ускорения его) необходимо обратить внимание прежде всего на процесс порождения турбулентных пятен (чем позже по продольной координате они появляются, тем позже наступит переход). Таким образом, и в этом случае остается проблема преобразования внешних возмущений в возмущения пограничного слоя (турбулентные пятна). Кроме того, необходимо изучение процесса развития турбулентных пятен и их взаимодействия при различных условиях образования пограничного слоя (градиент давления, отсос или вдув, нагрев или охлаждение и т. п.), поскольку от этого зависит механизм турбулизации.

С другой стороны, поскольку между турбулентными пятнами, как сказано выше, возможно возникновение волн Т-Ш и их развитие может оказывать существенное влияние на процесс перехода, то с точки зрения управления приемлемы все методы, которые были развиты для контроля над переходом в случае малой степени турбулентности набегающего потока, т. е. когда только одна волна Т-Ш определяет переход ламинарного течения в турбулентное состояние.

Авторы благодарны Ю. С. Качанову и П. В. Куйбину за помощь в создании программ для ЭВМ СМ-3, а также В. С. Косорыгину за оказанную техническую помощь.

ЛИТЕРАТУРА

1. Качанов Ю. С., Козлов В. В., Левченко В. Я. Возникновение турбулентности в пограничном слое. Новосибирск: Наука, 1982. 152 с.
2. Arnal D., Juillen J.-C. Etude experimentale et theorique de la transition de la couche limite // Rech. Aerosp. 1977. № 2. P. 75-88.

3. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1969. 742 с.
4. Поляков Н. Ф. Ламинарный пограничный слой в условиях «естественного» перехода к турбулентному течению // Сб. науч. тр. ИТПМ. Новосибирск, 1979. С. 23–67.
5. Козлов В. Е., Секундов А. Н., Смирнова И. П. Влияние внешней турбулентности на ламинарный и переходный пограничный слой // Аннот. докл. VI Всесоюз. съезд по теоретической и прикладной механике, Ташкент, 1986. Ташкент: Нац. ком-т СССР по теорет. и прикл. механике, 1986. С. 356.
6. Kendall J. M. Experimental study in a pre-transitional laminar boundary layer by weak freestream turbulence // AIAA Pap. 1985. № 1695. 10 pp.
7. Emmons H. W. The laminar-turbulent transition in a boundary layer. Pt I // J. Aeronaut. Sci. 1951. V. 18. № 7. P. 490–498.
8. Schubauer G. B., Klebanoff P. S. Contributions on the mechanics of boundary-layer transition // NACA Rep. 1956. № 1289. 11 p.
9. Elder J. W. An experimental investigation of turbulent spots and breakdown to turbulence // J. Fluid Mech. 1960. V. 9. № 2. P. 235–246.
10. Cantwell B., Coles D., Dimotakis P. Structure and entrainment in the plane of symmetry of a turbulent spot // J. Fluid Mech. 1978. V. 87. № 1. P. 641–671.
11. Barrow J., Barnes F. H., Ross M. A. S. The structure of a turbulent in Blasius flow // J. Fluid Mech. 1984. № 149. P. 319–337.
12. Wygnansky I., Haritonidis J. H., Zilberman M. On the spreading of a turbulent spot in the absence of a pressure gradient // J. Fluid Mech. 1982. V. 123. P. 69–90.
13. Klebanoff P. S., Tidstrom K. D., Sargent L. M. The Three-dimensional nature of boundary-layer instability // J. Fluid Mech. 1962. V. 12. № 1. P. 1–34.
14. 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, 1982. С. 85–92.

Новосибирск

Поступила в редакцию
6.X.1987