

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

ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ ПРИ ПОВЫШЕННОЙ СТЕПЕНИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ НАБЕГАЮЩЕГО ПОТОКА В ГРАДИЕНТНОМ ТЕЧЕНИИ

Представлены результаты экспериментальных исследований устойчивости пограничного слоя в градиентном течении при повышенной степени турбулентности набегающего потока. Рассматривается вопрос о возможности искусственной генерации, дальнейшего развития и влияния на ламинарно-турбулентный переход волн неустойчивости (волн Толлмина — Шлихтинга) в пограничном слое крылового профиля, когда уровень турбулентности в набегающем потоке составляет $\epsilon = 1,75\%$ от скорости набегающего потока; исследуются восприимчивость течения к возмущениям и управление ими с помощью отсоса пограничного слоя.

Результаты многих исследований показывают, что с ростом степени турбулентности в набегающем потоке число Рейнольдса перехода существенно уменьшается. В частности, в [1] установлено, что наряду со сдвигом начала перехода в сторону меньших чисел Рейнольдса значительно расширяется область перехода. Очевидно, что для понимания этих процессов важно изучение механизмов преобразования внешних возмущений в собственные возмущения пограничного слоя, а также устойчивости пограничного слоя к собственным возмущениям.

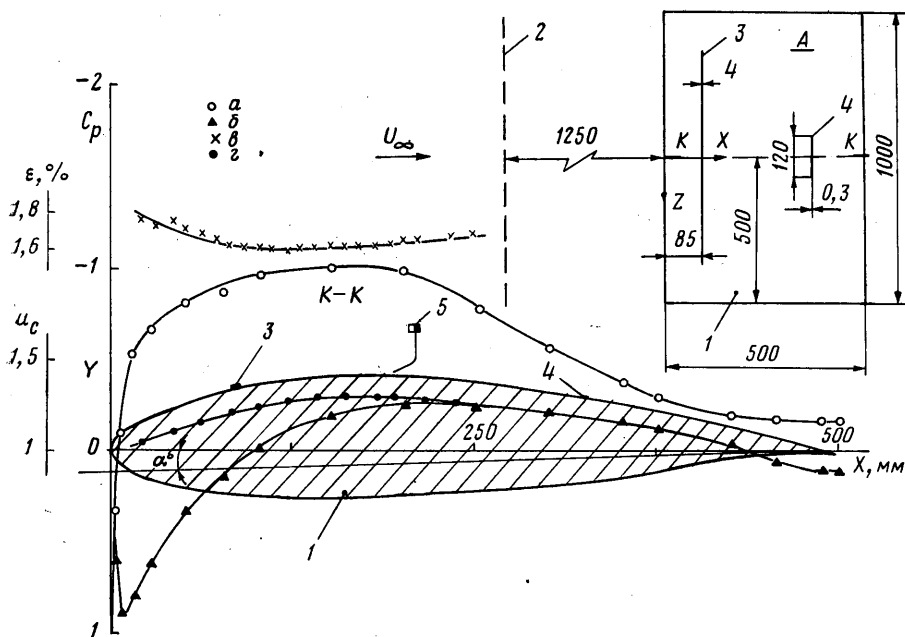
В настоящее время существует по крайней мере два объяснения процесса ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое в зависимости от степени турбулентности набегающего потока. Первое — через механизм развития волн неустойчивости при низкой степени турбулентности, второе — через механизм преобразования внешней турбулентности в собственные возмущения пограничного слоя без выделения волн неустойчивости с определенной длиной волны [2–5]. С другой стороны, в условиях умеренной степени турбулентности (до 0,5%) набегающего потока при естественном переходе удалось обнаружить существование волн неустойчивости [6, 7], а в модельном эксперименте [8] при $\epsilon = 1\%$ волны неустойчивости были генерированы, развивались и оказывали существенное влияние на переход в условиях образования естественных турбулентных пятен, начиная с передней кромки модели. В исследованиях естественного перехода [2, 3], где уровень турбулентности набегающего потока превышал 1%, получены результаты по механизму преобразования внешних возмущений в собственные трехмерные возмущения пограничного слоя, причем волн неустойчивости обнаружено не было. Аналогичный результат был получен в [4], где предложена теоретическая модель этого процесса.

В [5] при $\epsilon \approx 2\%$ представлены экспериментальные результаты, близкие к [2–4], и установлено, что с ростом расстояния от передней кромки модели происходит резкое усиление возмущений в частотном диапазоне от 50 до 100 Гц.

В модельном эксперименте [9], где реализованы условия течения в пограничном слое при степени турбулентности набегающего потока $\epsilon = 1,37\%$, близкие к условиям [2–5], установлено, что искусственно генерированная волна неустойчивости может существовать, развиваться, иметь линейную стадию развития и оказывать решающее воздействие на переход. Следует заметить, что это исследование было проведено на плоской пластине при нулевом градиенте давления. Представляется важным рассмотреть эту задачу применительно к градиентному течению, расширив ее рамки исследованиями по восприимчивости и управлению.

Известно, что отсос газа является эффективным средством управления пограничным слоем [10]. Однако имеется мало данных о структуре пограничного слоя с отсосом и о развитии в нем возмущений как при низкой степени турбулентности набегающего потока, так и при повышенной. В настоящей работе было исследовано влияние отсоса через узкую щель на характеристики развития пограничного слоя и возмущений в условиях повышенной степени турбулентности набегающего потока при $\epsilon = 1,75\%$.

1. Методика измерений. Эксперименты проводились в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и приклад-



Фиг. 1

ной механики СО АН СССР. Модель прямого крыла с профилем НАСА 612(420), показанным на фиг. 1 цифрой 1 (в плане А и в сечении К-К), устанавливалась вертикально в рабочей части Т-324 под углом атаки $\alpha = 3^\circ$ и -6° . Измерения проведены при скоростях набегающего потока $U_\infty = 5,4$ и $5,8$ м/с и двух степенях турбулентности набегающего потока — низкой ($\epsilon \leq 0,04\%$) и повышенной ($\epsilon = 1,75\%$).

Повышенная степень турбулентности достигалась установкой на расстоянии 1250 мм от носика модели турбулизирующей решетки 2 с ячейкой 40×40 мм из трубок диаметром 8 мм. Искусственные возмущения вводились в пограничный слой модели с помощью вибрирующей ленточки 3, установленной на расстоянии 85 мм от носика модели в поле постоянного магнита, а также через щель 4 с помощью динамического громкоговорителя по методике вдув-отсос. На ленточку 3 подавалось синусоидальное напряжение заданной частоты с выхода звукового генератора ГЗ-34. На динамический громкоговоритель подавалось синусоидальное напряжение с выхода того же генератора. Отсос пограничного слоя осуществлялся через щель 4 с помощью вакуумного насоса ВН-2.

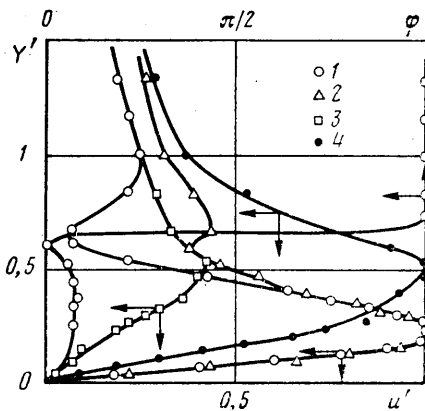
Развитие возмущений регистрировалось датчиком 5 термоанемометра 55D01 фирмы DISA с линейризатором 55D10. Измерялась средняя скорость $\langle u \rangle$ и продольная компонента пульсационной составляющей скорости u' как интегрально по спектру, так и в узкой полосе частот (4 Гц) с помощью анализатора FАТ-1. Изменение фазы φ сигнала регистрировалось с помощью двухлучевого осциллографа С1-69, синхронизованного опорным сигналом с ГЗ-34. Все измерения проведены в сечении $Z=0$ (фиг. 1).

Измерения проведены для двух углов атаки: при исследовании устойчивости пограничного слоя $\alpha = 3^\circ$, при исследовании восприимчивости и управления $\alpha = -6^\circ$. Переход к отрицательному углу атаки во втором случае связан с необходимостью предотвращения возможного отрыва пограничного слоя в области неблагоприятного градиента давления, где исследовалось развитие возмущений вниз по потоку от щели 4, через которую проводились либо отсос пограничного слоя, либо ввод возмущений.

На фиг. 1 точками а представлено распределение на поверхности мо-

дели давления $C_p = 2(P_i - P_0) / \rho U_\infty^2$ при $\alpha = 3^\circ$, $U_\infty = 5,4$ м/с, где P_i — статическое давление в i -й точке, P_0 — статическое давление в набегающем потоке, ρ — плотность. Видно, что точка минимума давления находится на расстоянии $X = 150$ мм, область ввода возмущений расположена в зоне благоприятного градиента давления. Здесь же представлены распределения скорости потока $u_c = u_i / U_\infty$ (точки z), где u_i — скорость в i -й точке вдоль хорды модели; и степени турбулентности ϵ (точки e) в том же направлении, измеренные вне пограничного слоя.

2. Развитие возмущений и устойчивость пограничного слоя. Результаты измерений характеристик возмущений, порожденных вибрирующей



Фиг. 2

ленточкой и внешней турбулентностью, по толщине пограничного слоя при $X = 150$ мм представлены на фиг. 2. Здесь $Y' = y / \delta$, $u' = u_i' / u_{i\max}'$, где y — текущая координата, δ — толщина пограничного слоя, u_i' — продольная компонента пульсационной составляющей скорости в i -й точке по y , а $u_{i\max}'$ — максимальное значение u_i' . Профили пульсаций скорости, измеренные на частоте $f = 125$ Гц в узкой полосе ($\Delta f = 4$ Гц), показаны точками 1 для $\epsilon \leq 0,04\%$ и точками 2 для $\epsilon = 1,75\%$. Видно хорошее соответствие кривых в области внутреннего максимума, а начиная с $Y' = 0,4$ и выше профиль пульсаций при $\epsilon = 1,75\%$ становится более наполненным из-за влияния фонового возмущения (точки 3). Положение внутреннего максимума кривых 1, 2 находится на расстоянии $Y' = 0,24$, а кривой 3 — при $Y' = 0,5$. Фаза сигнала ϕ претерпевает резкий скачок на 180° в области минимума в профиле пульсаций для $\epsilon \leq 0,04\%$, так и для $\epsilon = 1,75\%$. Заметим, что уровень максимума возмущений составлял в полосе 4 Гц $0,5\%$ с фоном и $0,2\%$ для фона.

Результаты измерений скорости распространения искусственных возмущений показали, что длина волны возмущения $\lambda = 26,7$ мм и фазовая скорость $C = \lambda f = 3,3$ м/с. Эти измерения проведены на уровне максимума в профиле пульсаций при $X = 120$ мм и далее по координате X при $\langle u \rangle = \text{const}$. На фиг. 2 представлен также профиль интегральных по спектру пульсаций (точки 4), где максимальный уровень их 6% . Максимум пульсаций в этом случае находится при $Y' = 0,5$, т. е. более чем в 2 раза выше по сравнению с аналогичным максимумом для кривых 1, 2. Этот результат качественно совпадает с результатами [9]. Таким образом, в течении с градиентом давления при $\epsilon = 1,75\%$ инициирована волна неустойчивости, которая существует совместно с возмущениями, генерированными в пограничном слое внешней турбулентностью.

Рассмотрим развитие возмущений вниз по потоку ($X = 120 - 250$ мм). Результаты измерений представлены на фиг. 3, где $u_i' = u_i' / u_0'$ (u_i' — продольная компонента пульсационной составляющей скорости в i -й точке по X , u_0' — минимальная величина u_i') в узкой полосе частот ($\Delta f = 4$ Гц), а $u_\Sigma' = u_i' / u_0'$ — во всей полосе. Кривые нарастания 1–3 получены при $\epsilon \leq 0,04\%$ в зависимости от уровня вводимых возмущений u' : 1 — $0,5\%$; 2 — 1% и 3 — $1,5\%$, кривые 4–6 получены при $\epsilon = 1,75\%$ соответственно при тех же уровнях вводимых возмущений: 4 — $0,5\%$ 5 — 1% ; 6 — $1,5\%$. Видно, что в области благоприятного градиента давления ($X = 120 - 170$ мм) экспериментальные точки ложатся на одну кривую для всех рассмотренных шести вариантов, причем возмущения затухают.

В области неблагоприятного градиента давления ($X=170-250$ мм) возмущения нарастают, но с различной интенсивностью. Наиболее активно нарастают возмущения при $\varepsilon \leq 0,04\%$, причем с ростом уровня вводимых пульсаций наблюдается небольшое снижение роста, что приводит к расслоению кривых нарастания в области $X=230-250$ мм. Установлено, что устойчивость пограничного слоя при $\varepsilon=1,75\%$ и $u'=0,5\%$ такая же, что и при $\varepsilon \leq 0,04\%$ с $u'=1,5\%$ (фиг. 3, кривые 3, 4).

С ростом u' при $\varepsilon=1,75\%$ кривые нарастания возмущений указывают на снижение градиента своего роста в области неблагоприятного градиента давления. Устойчивость пограничного слоя становится по этой причине одинаковой при $\varepsilon \leq 0,04\%$ и $\varepsilon=1,75\%$ до расстояний $X=220$ (5) и 210 мм (6). Этот процесс связан, вероятно, с взаимодействием волны неустойчивости с фоном, что приводит к появлению кратных гармоник и снижению амплитуды роста основной гармоник ($f=125$ Гц). Следует заметить, что в данном случае наблюдается качественное соответствие настоящих результатов с результатами [9] по устойчивости пограничного слоя при повышенной степени турбулентности на плоской пластине.

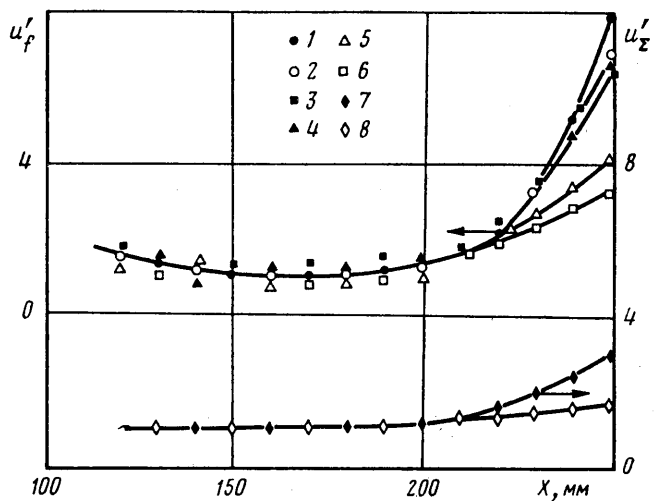
Рассмотрим поведение интегральных по спектру пульсаций, измеренных в тех же точках. На фиг. 3 представлены кривые нарастания $u_2' = f(X)$ при $\varepsilon=1,75\%$: 7 — с волной неустойчивости, 8 — в тех же условиях, но без генерированной волны. Экспериментальные точки для обоих случаев до $X=190$ мм ложатся на одну кривую, причем видно, что в этой области роста возмущений практически нет. Начиная с $X=190$ мм (область неблагоприятного градиента давления) возмущения начинают расти, причем интенсивней идет рост возмущений с волной неустойчивости, чем без нее. Этот процесс в конечном счете должен привести к более быстрому по пространству переходу пограничного слоя в турбулентное состояние в первом случае.

Таким образом, установлено, что при повышенной степени турбулентности набегающего потока ($\varepsilon=1,75\%$) в градиентном течении может генерироваться волна неустойчивости от периодического источника; на начальном участке своего развития при малых начальных амплитудах она может подчиняться законам линейной теории устойчивости, а в результате дальнейшей трансформации и взаимодействия с возмущениями, порожденными внешней турбулентностью, оказывать влияние на процесс ламинарно-турбулентного перехода.

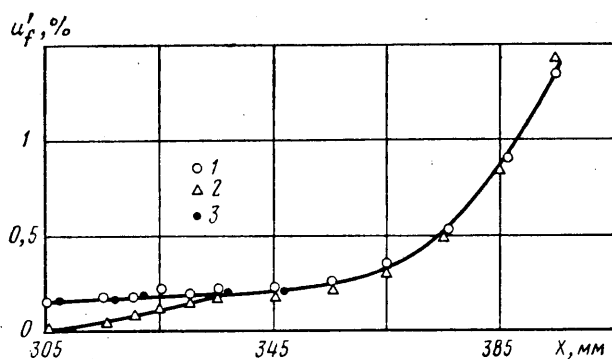
3. Восприимчивость пограничного слоя. Для оценки восприимчивости пограничного слоя в градиентном течении к искусственным возмущениям от периодического источника при повышенной степени турбулентности набегающего потока ($\varepsilon=1,75\%$) и пониженной ($\varepsilon \leq 0,04\%$), а также эффективности управления процессом развития возмущений в данной ситуации измерены характеристики этих возмущений при отрицательном угле атаки $\alpha=-6^\circ$. На фиг. 1 распределение давления C_p по поверхности модели для этого случая показано точками б. Точка минимума давления переместилась на расстояние $X=225$ мм по сравнению со случаем $\alpha=3^\circ$ и величина неблагоприятного градиента давления снижена примерно в 2 раза. Возмущения вводились в пограничный слой при $X=325$ мм через щель 4 (фиг. 1) с помощью динамического громкоговорителя, на который с генератора подавался синусоидальный электрический сигнал частотой $f=90,5$ Гц.

Измерения характеристик реализованного в данном случае возмущения показали, что длина его волны $\lambda=27,5$ мм, скорость распространения $C=\lambda f=2,48$ м/с, что соответствует параметрам волны неустойчивости ($C/U_\infty=0,42$). Этот результат имеет место при $\varepsilon \leq 0,04\%$ и $\varepsilon=1,75\%$.

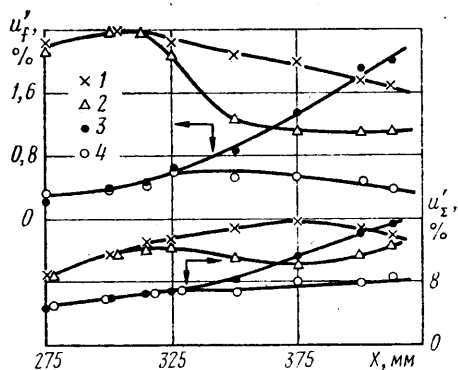
На фиг. 4 представлены кривые нарастания амплитуды волны неустойчивости в диапазоне $X=305-385$ мм в полосе $\Delta f=4$ Гц: 1 — $\varepsilon=1,75\%$, 2 — $\varepsilon \leq 0,04\%$, 3 — фоновые возмущения при $\varepsilon=1,75\%$. Восприимчивость пограничного слоя одинакова для $\varepsilon \leq 0,04\%$ и $\varepsilon=1,75\%$ при одинаковом



Фиг. 3



Фиг. 4



Фиг. 5

уровне возмущений на источнике (в щели), начиная с $X=335$ мм, т. е. с момента выделения собственных возмущений пограничного слоя. В окрестности участка ввода возмущений ($X \approx 325$ мм) наблюдается расслоение кривых вследствие больших величин фоновых возмущений при $\epsilon=1,75\%$.

4. Управление развитием возмущений с помощью отсоса пограничного слоя. В случае отсоса через щель 4 (фиг. 1), интенсивность которого соответствовала числу Рейнольдса $Re_d = V_d d / \nu = 220$, где V_d — среднерасход-

ная скорость в щели, d — ширина щели, возмущения вводились в пограничный слой с помощью вибрирующей ленточки (фиг. 1). Частота f синусоидального электрического сигнала, подаваемого на ленточку, составляла 90,5 Гц. Результаты измерений распределения средней скорости и пульсаций средней скорости (как интегральных по спектру, так и в узкой полосе) по толщине пограничного слоя показали, что отсос увеличивает наполненность профиля средней скорости и понижает уровень пульсаций скорости по всей толщине пограничного слоя. Этот результат совпадает с выводами [10] при малой степени турбулентности набегающего потока.

На фиг. 5 представлены кривые нарастания амплитуд возмущений в зависимости от продольной координаты X с отсосом пограничного слоя (2, 4) и без (1, 3). Верхняя часть фиг. 5 относится к измерениям в узкой полосе частот (u_f'), а нижняя — в широкой (u_Σ'). Точками 3, 4 обозначены результаты измерений без искусственно генерированной волны неустойчивости.

Видно, что в результате отсоса пограничного слоя возмущения начинают интенсивно затухать, причем для волны неустойчивости и интегральных по спектру пульсаций этот процесс начинается выше по течению от места отсоса. Влияние отсоса на ламинарно-турбулентный переход иллюстрирует кривые 1, 2. Точка максимума интегральных по спектру пульсаций, которую обычно принимают за точку перехода, при наличии волны неустойчивости фиксируется на расстоянии $X=375$ мм в случае непроницаемой поверхности.

Отсос газа резко снижает уровень пульсаций и переход в пределах измеряемой области не наблюдается (кривая 2). В отсутствие волны неустойчивости интегральные пульсации (кривая 3), наведенные внешней турбулентностью, нарастают и переход, если судить по уровню максимума пульсаций при переходе, должен произойти на расстоянии $X \approx 420$ мм (без отсоса). В случае введения волны неустойчивости при отсосе пограничного слоя, если судить по тенденции развития кривой 2 для интегральных по спектру пульсаций, переход произойдет еще дальше по X , чем в аналогичной ситуации, но без генерированной волны неустойчивости (кривая 3).

Таким образом, установлено, что при $\varepsilon=1,75\%$ в градиентном течении отсос пограничного слоя существенно снижает уровень пульсаций волны неустойчивости, генерированной в данном течении периодическим источником, и уровень интегральных по спектру пульсаций, как с волной, так и без нее. Отсос газа оказывает значительное влияние на ламинарно-турбулентный переход, способствуя его затягиванию.

Итак, в градиентном течении при повышенной степени турбулентности набегающего потока ($\varepsilon=1,75\%$) волна неустойчивости (волна Толлмина — Шлихтинга) может генерироваться от периодического источника, существовать, иметь линейную стадию развития на начальном участке и оказывать влияние на ламинарно-турбулентный переход.

При достаточно низком уровне возмущений генерируемой от периодического источника волны неустойчивости восприимчивость пограничного слоя к таким возмущениям остается неизменной до степени турбулентности набегающего потока $\varepsilon=1,75\%$.

Управление ламинарно-турбулентным переходом с помощью отсоса пограничного слоя в градиентном течении при $\varepsilon=1,75\%$ является эффективным способом гашения как волн неустойчивости, так и возмущений, порождаемых внешней турбулентностью, что в конечном итоге приводит к затягиванию процесса перехода.

ЛИТЕРАТУРА

1. Капинос В. М., Левченко В. Я., Слитенко А. Ф. и др. Экспериментальное исследование влияния температурного фактора и турбулентности набегающего потока на переход в пограничном слое при градиентном течении // Инж.-физ. журн. 1977. Т. 32. № 3. С. 393–398.
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, 1982. С. 85–92.
3. Косорыгин В. С., Поляков Н. Ф., Супрун Т. Т., Эпик Э. Я. Влияние турбулентности потока на структуру возмущений в ламинарном пограничном слое // Пристеночные турбулентные течения. Новосибирск, 1984. С. 79–84.
4. Козлов В. Е., Секундов А. Н., Смирнова И. П. Влияние внешней турбулентности на ламинарный и переходный пограничный слой // Аннот. докл. на 4-м Всесоюз. съезде по теоретической и прикладной механике, Ташкент, 1986. С. 356.
5. Reshotko E., Paik D. K. Transition in a disturbed environment // NASA Report, CP-2386, July, 1985.
6. Kendall J. M. Experimental study of disturbances produced in a pre-transitional laminar boundary layer by weak free-stream turbulence // AIAA Pap. 1985. № 1695. 10 p.
7. Косорыгин В. С., Левченко В. Я., Поляков Н. Ф. Ламинарный пограничный слой при умеренной турбулентности набегающего потока. Препринт № 16–88. Новосибирск: Ин-т теорет. и прикл. механики СО АН СССР, 1988. 28 с.
8. Грек Г. Р., Козлов В. В., Рамазанов М. П. Ламинарно-турбулентный переход при повышенной степени турбулентности набегающего потока: Препринт № 8-87. Новосибирск: Ин-т теорет. и прикл. механики СО АН СССР, 1987. 40 с.
9. Грек Г. Р., Козлов В. В., Рамазанов М. П. Исследование устойчивости пограничного слоя при повышенной степени турбулентности набегающего потока // Докл. на междунар. семинаре «Проблемы моделирования в аэродинамических трубах», Новосибирск, 25–29 июля 1988: Сб. трудов ИТПМ СО АН СССР. Т. 1. Новосибирск, 1989.
10. Качанов Ю. С., Козлов В. В., Левченко В. Я. Возникновение турбулентности в пограничном слое. Новосибирск: Наука, 1982. С. 78–82.

Новосибирск

Поступила в редакцию
31.X.1988