

Экспериментальное исследование взаимодействия моделируемых возмущений набегающего потока с затупленной передней кромкой стреловидного крыла*

М.М. Катасонов, В.В. Козлов

¹*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

E-mail: mikhail@itam.nsc.ru

В условиях модельного эксперимента исследован процесс взаимодействия внешнего искусственного возмущения с затупленной передней кромкой модели стреловидного крыла. Выявлены особенности возмущений трехмерного пограничного слоя, возникающие благодаря сильно затупленной передней кромке и наличию поперечного течения. Показано, что генерируемые в набегающем потоке локализованные возмущения, взаимодействуя с пограничным слоем стреловидного крыла, порождают нестационарные продольные (полосчатые) структуры; вблизи полосчатых структур возникают высокочастотные волновые пакеты. Получены количественные данные о динамике развития волновых пакетов и локализованных продольных структур в трехмерном пограничном слое в градиентном течении.

Ключевые слова: пограничный слой, полосчатые структуры, волновой пакет, стреловидное крыло.

Введение

Воздействие повышенной степени турбулентности внешнего потока приводит к возникновению в пограничном слое низкочастотных локализованных возмущений (полосчатых структур, streaky structures), появлению в пограничном слое высокочастотных колебаний, зарождения и последующего слияния турбулентных пятен [1–3]. Продольные локализованные возмущения состоят из чередующихся областей с превышением и дефектом продольной компоненты скорости. В простых случаях образование полосчатых структур легко описывается теорией алгебраической неустойчивости. Однако для большинства течений, имеющих практическую важность, недостаточно информации о возникновении и развитии полосчатых структур. К таким течениям можно отнести обтекание тел с сильно затупленной передней кромкой. В модельных экспериментах [4, 5] уже рассматривался вопрос возникновения полосчатых структур на таких телах. Появление дополнительных факторов, например вторичного течения, сильно меняет течение в пограничном слое, что прежде всего влияет на его устойчивость и, как следствие,

* Работа выполнена при поддержке гранта РНФ № 23-29-00670, <https://rscf.ru/project/23-29-00670/> на базе ЦКП «Механика».

на рост тех или иных возмущений, участвующих в процессе ламинарно-турбулентного перехода.

В представленной работе применяется метод моделирования возмущений. Он позволяет получать повторяемую количественную информацию об объекте исследования. Рассматривается процесс взаимодействия внешних искусственных возмущений с трехмерным градиентным пограничным слоем модели стреловидного крыла. В отличие от ранее проведенных исследований на прямом крыле [5], в настоящих экспериментах добавляется дополнительный фактор — поперечное течение внутри пограничного слоя, вызванное наличием угла скольжения. Пограничный слой при этом становится трехмерным. Основная цель исследований — выявить особенности генерации из набегающего потока и развития возмущений пограничного слоя при наличии поперечного течения вблизи сильно затупленной передней кромки крыла (радиус закругления передней кромки в настоящем эксперименте отличается от радиуса в экспериментах на плоской пластине более чем на порядок).

Постановка эксперимента

Исследования проводились в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики СО РАН. Скорость набегающего потока $U_\infty = 5,3$ м/с, степень турбулентности потока не превышала 0,04 % от U_∞ . Использовалась модель стреловидного крыла с углом стреловидности $\chi = 30^\circ$, размах и хорда которой были равны соответственно $L = 950$ мм и $C = 807$ мм (рис. 1а). Радиус закругления передней кромки составлял 14 мм. Модель устанавливалась вертикально в рабочей части трубы под углом атаки $\alpha = 5,7^\circ$. Искусственные возмущения генерировались методом импульсного вдува воздуха через источник (трубку). Внешний диаметр трубки составлял 2,5 мм, внутренний — 2 мм. Источник помещался перед носиком крыла под углом 30° к направлению потока. Центр среза трубки располагался на 4 мм выше по потоку от носика профиля (рис. 1б). Вдув производился циклически с частотой 2 Гц. Длительность вдува контролировалась быстродействующим электромагнитным клапаном DYNAMCO D1L2202 и составляла 200 мс. Сигнал генератора RIGOL DG1032 на открытие клапана был синхронизован с системой записи. Измерения средней скорости U и пульсационной компоненты u продольной составляющей скорости проводились термоанемометром постоянной температуры AN-1003 (производитель А.А. Lab Systems), оснащенный однопровиточным датчиком, по стандартной методике [6]. Использовалась ортогональная система координат с началом на носике крыла. Автоматическое координатное устройство позиционировало датчик термоанемометра

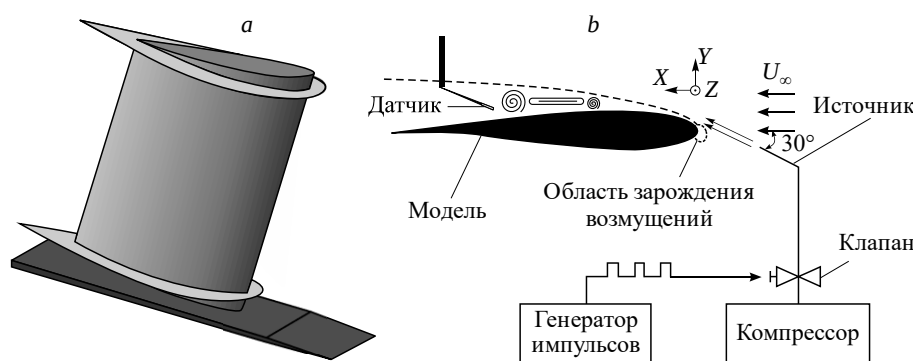


Рис. 1. Общий вид модели (а) и схема введения искусственных возмущений (б).

по координатам X , Y и Z с точностью 0,005 мм. Скорость набегающего потока в рабочей части аэродинамической трубы измерялась пневмометрическим методом с помощью насадка Пито–Прандтля и электронного микроманометра FCO560. Более подробное описание установки можно найти в работе [5].

Результаты измерений

Из зависимости средней скорости потока от продольной координаты X над верхней поверхностью модели вне пограничного слоя (рис. 2а) определены границы областей градиентного течения вдоль направления основного потока: область с благоприятным градиентом давления при $0 < X/C < 0,37$ и область с неблагоприятным градиентом давления при $0,37 < X/C < 0,75$.

Профили средней скорости невозмущенного потока внутри пограничного слоя представлены на рис. 2б. В диапазоне координат $0 < X/C < 0,37$ профили скорости пограничного слоя имеют наполненный вид. При $X/C = 0,5$ наблюдается характерный отрывной профиль скорости. При $X/C = 0,6$ профиль скорости близок по своей форме к турбулентному. Здесь толщина пограничного слоя увеличилась более чем в два раза: с 7 мм при $X/C = 0,5$ до 15 мм при $X/C = 0,62$. Течение стало присоединенным.

Рассмотрим контролируемое локализованное возмущение перед носиком модели. Выбор положения источника возмущения (трубки) относительно передней кромки модели и параметры истекающей из нее импульсной струи (скорость истечения, длительность) подробно описывались в работе [5]. Термоанемометрическая визуализация контролируемого возмущения представлена на рис. 3а в плоскости $Y-t$ и на рис. 3б в плоскости $Y-Z$. Измерения проводились на удалении 4 мм от среза трубки ниже по потоку. На изолиниях пульсаций скорости (рис. 3а) выделяется основная область превышения скорости относительно невозмущенного потока (красные сплошные линии) длительностью 200 мс. Спереди и выше от нее присутствует небольшая область с практически на порядок меньшей амплитудой дефекта скорости (синие пунктирные линии). Максимальные мгновенные пульсации скорости составляют $u' = 238\%$ от U_∞ . В нижней части возмущения при $Y = 1$ мм наблюдаются высокочастотные колебания изолиний, являющиеся следом от трубки, которые отсутствовали в эксперименте [5]. Их появление можно объяснить увеличением в 1,7 раз скорости набегающего потока и увеличением в 5 раз скорости истечения из трубки по сравнению с [5]. Следует заметить, что данный след проходит ниже линии растекания и не участвует в исследовании взаимодействия центральной части струи с пограничным слоем модели. Разрез возмущения при $t = 100$ мс имеет поперечный и вертикальный размеры около 2 мм (рис. 3б). Структура возмущения

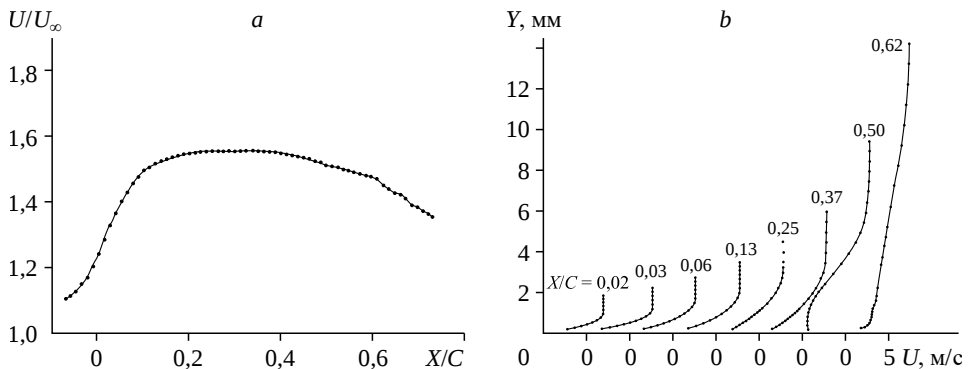


Рис. 2. Распределение средней скорости потока для различных координат X вне пограничного слоя вдоль хорды крыла (а) и внутри пограничного слоя по координате Y (б).

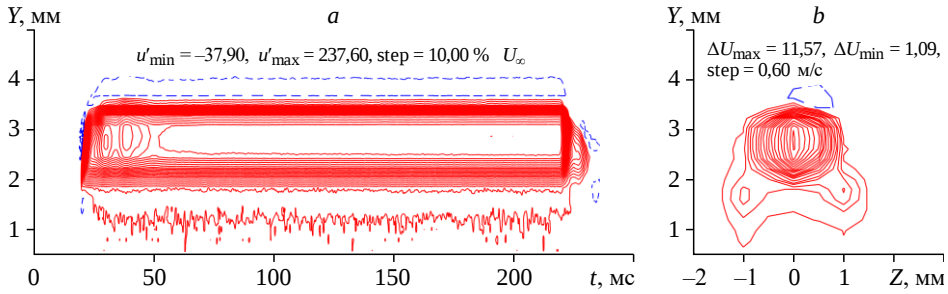


Рис. 3. Изолинии пульсаций скорости u' в плоскости $Y-t$ локализованного возмущения при $Z = 0$ (a) и изолинии отклонений скорости от невозмущенного состояния ΔU в плоскости $Y-Z$ в области середины возмущения ($t = 100$ мс) перед моделью при $X/C = 0$ (b).

имеет сходство с представленной в работе [7] визуализацией ламинарной струи, но немного искажена за счет истечения под углом к потоку (на рисунке синие пунктирные линии дефекта скорости соответствуют части вихревого кольца перед фронтом нестационарной струи).

Перейдем к рассмотрению взаимодействия нестационарной струи и пограничного слоя модели стреловидного крыла. Важное отличие стреловидного крыла от прямого имеет место в области передней кромки. Оно заключается в наличии сильного поперечного течения вдоль линии растекания. В предыдущих исследованиях [4, 5, 8, 9] было показано, что пограничный слой откликается на возбуждение контролируемым воздействием из набегающего потока образованием локализованной продольной структуры. Из рис. 3a и 4a можно заключить, что вблизи передней кромки происходит трансформация струи шириной 2 мм (области превышения скорости) в возмущение пограничного слоя шириной 7 мм. Причем ширина области превышения скорости увеличилась всего в два раза, но при этом слева появилась дополнительная область дефекта скорости. В отличие от взаимодействия с затупленной передней кромкой на прямом крыле, в данном случае область дефекта скорости образовалась с одной стороны. Причем

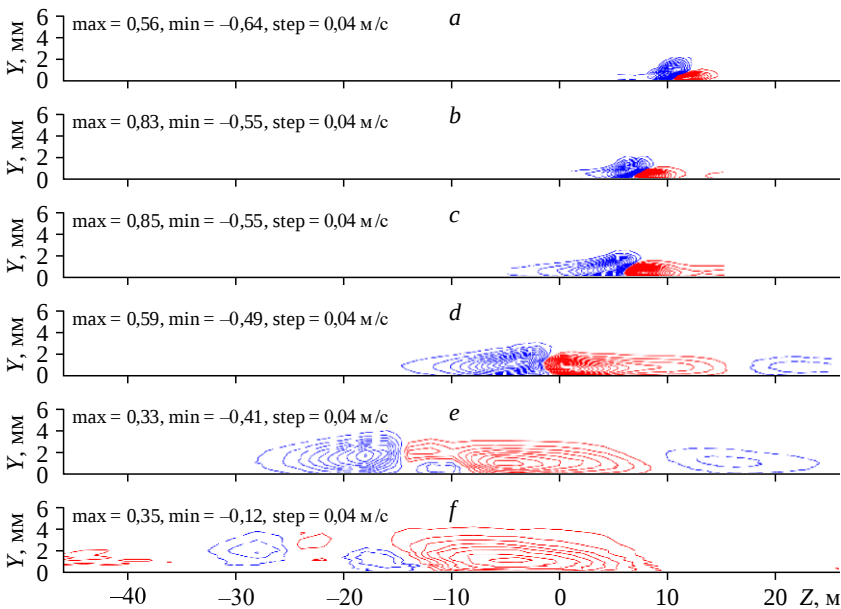


Рис. 4. Изолинии отклонений скорости ΔU от невозмущенного состояния в плоскости $Y-Z$ в пограничном слое в области середины возмущения. $X/C = 0,02$ (a), $0,03$ (b), $0,06$ (c), $0,13$ (d), $0,25$ (e), $0,37$ (f).

указанная область дефекта скорости имеет интенсивность $u = 0,64$ м/с, что больше, чем для области превышения скорости, где $u = 0,56$ м/с. Возмущение из симметричного стало несимметричным. Этот факт объясняется наличием вторичного течения, направленного в сторону увеличения координаты Z . Произошло смещение центра области превышения скорости на 12 мм по направлению вторичного течения.

Топология возмущения в пограничном слое с поперечным течением (рис. 4) при развитии вниз по потоку сильно отличается от случая прямого крыла [5], где поперечное течение отсутствует. Помимо несимметричного характера продольного возмущения, происходит мультипликация последнего, т.е. образование дополнительных областей дефекта и превышения скорости в трансверсальном направлении (рис. 4d–4f). На рис. 4e, 4f видно, что между областями превышения и дефекта скорости (рис. 4a) образовались еще две небольшие такие же области одна над другой, что свидетельствует о сложном трехмерном характере течения. Проанализируем процесс смещения области превышения скорости вдоль размаха крыла, изначально генерируемый источником. Центр данной области, расположенный вблизи передней кромки при $X/C = 0,02$ (рис. 4a), сместился на $\Delta Z = 12$ мм вдоль направления вторичного течения. Далее от $X/C = 0,03$ он сдвинулся в противоположную сторону на $\Delta Z = 8, 7, 1, -4$ мм (см. рис. 4b–4e соответственно). При $X/C = 0,37$ (рис. 4f) смещение прекратилось. Полученный результат согласуется с характером течения в пограничном слое стреловидного крыла, где линии тока имеют S-образную форму за счет поперечного градиента давления. На рис. 5 представлены изолинии пульсации скорости в плоскости Z - t . До координаты $X/C = 0,37$ картины визуализации (рис. 5a–5c) повторяют выводы, сделанные при рассмотрении рис. 4. Сложный характер течения начинается вблизи передней части возмущения (рис. 5c, 5f) при $t = 80–150$ мс и продолжается вдоль области дефекта скорости, что выражено возникновением узкой области превышения скорости, заканчивающейся образованием волнового пакета вблизи передней части продольного возмущения. При $X/C = 0,5$ присутствует отрывная область. Данное обстоятельство провоцирует рост пакетов волн Толмина–Шлихтинга (Т–Ш). При $X/C = 0,5$ на рис. 5e отчетливо виден фронт волнового пакета при $t = 150$ мс. Далее в области нарастания волнового пакета возмущение преобразуется в структуру, напоминающую турбулентное пятно (рис. 5e, 5f).

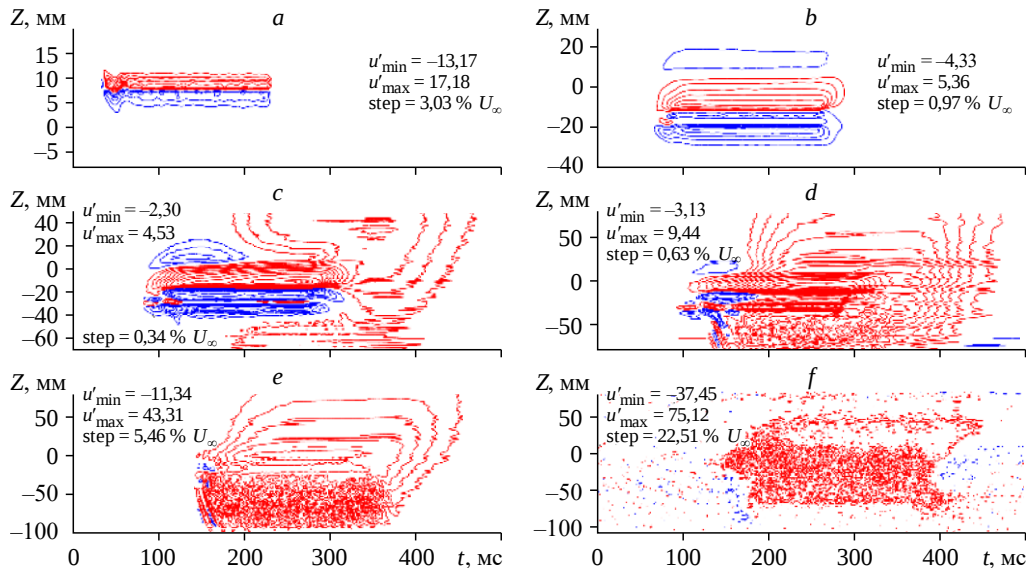


Рис. 5. Изолинии пульсаций скорости в плоскости Z - t на уровне максимума по оси Y .

$X/C = 0,03$ (a), $0,25$ (b), $0,37$ (c), $0,44$ (d), $0,5$ (e), $0,62$ (f).

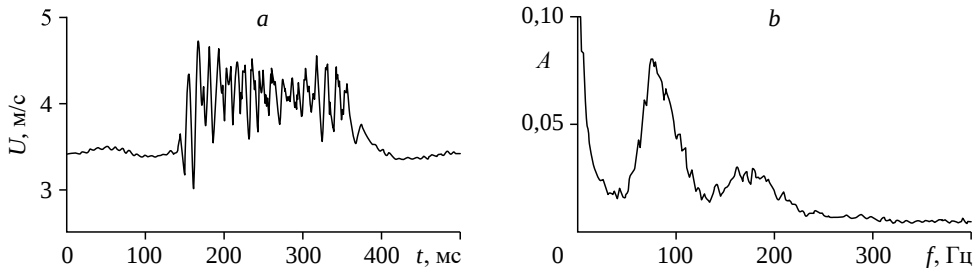


Рис. 6. Осредненная по 20 реализациям осциллограмма при $X/C = 0,5$, $Z = -76$ мм (a) и ее амплитудный спектр (b).

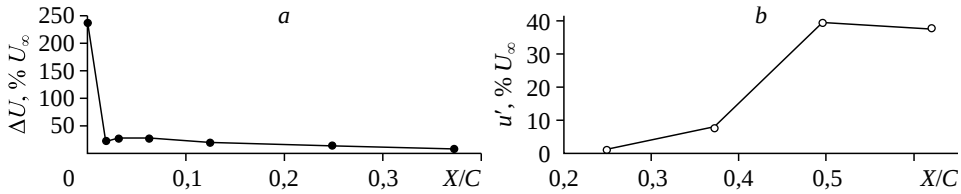


Рис. 7. Распределение амплитуд возмущений вдоль хорды крыла.

a — продольная локализованная структура, b — волновой пакет в диапазоне частот 50–200 Гц.

Следует отметить, что волновой пакет образовался вблизи дефекта скорости — в области течения с меньшей устойчивостью [10]. Фронт волнового пакета расположен параллельно передней кромке модели и распространяется в сторону направления вторичного течения (от положительных значений в область отрицательных значений координаты Z). Спектр дискретного преобразования Фурье, полученный для осциллограммы (рис. 6a), измеренной в области максимума возмущений по оси Y внутри пограничного слоя при $X/C = 0,5$, демонстрирует пик пульсаций на частоте около $f = 70$ –80 Гц и дополнительные гармоники на кратной частоте около $f = 160$ Гц (рис. 6b), что характерно для нарастающего пакета волн Т–Ш. Мощный пик на низких частотах 2–10 Гц относится к нестационарному локализованному возмущению и низкочастотному искажению скорости, вызванному внесением в поток данного возмущения. На рис. 7a и 7b представлены амплитуды продольной структуры и волнового пакета, измеренные в области их максимума в зависимости от координаты X . Импульсная струя, имеющая интенсивность около 240 % от U_∞ , попадая в пограничный слой, преобразуется в продольное локализованное возмущение интенсивностью около 20 % от U_∞ , нарастает вблизи передней кромки до величины 28 % от U_∞ и плавно затухает в области благоприятного градиента давления. После координаты $X/C = 0,37$ продольная локализованная структура за счет быстрого усиления волнового пакета теряется на его фоне и в рассмотрении не участвует. Волновой пакет (рис. 7b) начинает отчетливо выделяться при $X/C = 0,25$ и далее растет в области неблагоприятного градиента давления и отрыва потока ($X/C = 0,37$ –0,5). При $X/C > 0,6$ интенсивность возмущений закономерно уменьшается, поскольку течение в пограничном слое принимает турбулентный характер.

Закключение

Показано, что большой радиус закругления передней кромки приводит к увеличению в 3,5 раза поперечного масштаба возмущения в пограничном слое стреловидного крыла. Совместно с локализованными продольными структурами ниже по потоку генерируются волновые пакеты, которые, как показали предыдущие исследования, являются

пакетами волн Т–Ш. Установлено, что возникающие пакеты волн Т–Ш растут и приводят к образованию турбулентного пятна в области неблагоприятного градиента давления и отрыва потока. Показан трехмерный характер возмущений, вызванный поперечным течением в пограничном слое скользящего крыла, который отсутствует в случае прямого крыла.

Продемонстрирована S-образная форма линий тока в пограничном слое стреловидного крыла.

В данном эксперименте, в отличие от случая прямого крыла [5], волновой пакет возник вблизи образовавшейся области дефекта скорости, являющейся наиболее неустойчивой частью продольного возмущения. При этом волновой пакет имел несимметричную форму и распространялся в сторону направления вторичного течения. Кроме того, интересен факт появления новых областей превышения и дефекта скорости при распространении нестационарного возмущения вдоль хорды крыла из-за вихревых особенностей течения, которые можно объяснить поперечным течением, вызванным стреловидной формой крыла.

Список литературы

1. Grek G.R., Kozlov V.V., Ramazanov M.P. Three types of disturbances from the point source in the boundary layer // Laminar-Turbulent Transition / Ed. by V.V. Kozlov, IUTAM Symp., Berlin: Springer-Verlag, 1985. P. 267–272.
2. Бойко А.В., Грек Г.Р., Довгаль А.В., Козлов В.В. Возникновение турбулентности в пристенных течениях. Новосибирск: Наука, 1999. 327 с.
3. Alfredsson P.H., Matsubara M. Free-stream turbulence, streaky structures and transition in boundary layer flows // AIAA Paper. 2000. No. 2000–2534.
4. Сбоев Д.С., Грек Г.Р., Козлов В.В. Экспериментальное исследование восприимчивости пограничного слоя к локализованным возмущениям внешнего потока // Теплофизика и аэромеханика. 1999. Т. 6, № 1. С. 1–14.
5. Катаронов М.М., Козлов В.В., Сбоев Д.С., Сорокин А.М. Особенности взаимодействия генерируемых в набегающем потоке возмущений с передней кромкой прямого крыла // Теплофизика и аэромеханика. 2024. Т. 31, № 1. С. 1–15.
6. Грек Г.Р., Катаронов М.М., Козлов В.В., Чернорай В.Г. Моделирование «пафф»-структур в двух- и трехмерных пограничных слоях. Новосибирск. Препринт ИТПМ СО РАН. 1999. № 2-99.
7. Ван-Дайк М. Альбом течений жидкости и газа. М.: Мир, 1986. 184 с.
8. Грек Г.Р., Козлов В.В., Рамазанов М.П. Ламинарно-турбулентный переход при повышенной степени турбулентности набегающего потока: обзор // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1991. № 6. С. 106–138.
9. Westin K.J.A., Bakchinov A.A., Kozlov V.V., Alfredsson P.H. Experiments on localized disturbances in a flat plate boundary layer. Pt 1. The receptivity and evolution of a localized free stream disturbance // Eur. J. Mech. B/Fluids. 1998. Vol. 17. P. 823–846.
10. Kataronov M.M., Park S.H., Sung H.J., Kozlov V.V. Instability of streaky structure in a Blasius boundary layer // Exp. Fluids. 2005. Vol. 38, No. 3. P. 363–371.

*Статья поступила в редакцию 5 августа 2024 г.,
принята к публикации 8 ноября 2024 г.*