УДК 532.516, 532.517

АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ АЭРОДИНАМИКИ (перспективы управления сдвиговыми течениями)

В.В. Козлов, В.А. Щербаков*

Новосибирский государственный университет,
кафедра аэрофизики и газовой динамики,
*Институт теоретической и прикладной механики СО РАН
E-mail: kozlov@itam.nsc.ru

В работе обсуждаются задачи и возможности управления пристенными и свободными сдвиговыми течениями. Из числа методов управления, доведенных до практического использования и находящихся в стадии разработки, выделены основанные на эффектах гидродинамической неустойчивости. В ряде случаев их применение позволяет существенно модифицировать локальные и интегральные характеристики течений при минимальном управляющем воздействии.

Actual Problems of Aerodynamics (Prospect of Shear Flows Control)

V.V. Kozlov, V.A. Sherbokov

The lecture focuses on control of the near-wall and free shear layers emphasizing the control goals and approaches to modification of the flow characteristics. The control methods, both implemented in practice and prospective ones, employing effects of hydrodynamic instability are under the consideration. In some cases, their application makes it possible to modify local and global flow characteristics at a rather small level of the external forcing generating the controlled shear-layer perturbations.

ВВЕДЕНИЕ

В различных задачах аэрогидродинамики для оптимизации характеристик течения применяется управление обтеканием тел, основанное на тех или иных физических принципах. Ламинарные течения со сдвигом скорости, как правило, подвержены неустойчивости, приводящей к усилению возмущений их исходного состояния и развитию пульсационного движения. В таких условиях эффект управления может быть получен генерацией относительно малых стационарных и нестационарных возмущений ламинарного течения, которые при оптимальных параметрах оказанного на него воздействия вызывают заметные изменения локальных и интегральных гидродинамических характеристик. Иллюстрацией данного подхода к управлению обтеканием тел служат результаты экспериментальных работ последнего времени, выполненных, главным образом, при малых дозвуковых скоростях потока (см.[1]).

1. ЛАМИНАРИЗАЦИЯ ОБТЕКАНИЯ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

Основная цель управления неустойчивым течением в ламинарном пограничном слое на поверхности обтекаемого тела — максимально возможное предотвращение его перехода в турбулентное состояние. Таким образом, достигается снижение поверхностного трения, что благоприятно сказывается на эксплуатации летательных аппаратов.

Сохранение ламинарного пограничного слоя на возможно большем участке крыла самолета имеет очевидное достоинство, приводя к экономии топлива и повышая эффективность использования транспортного средства.

Подход к решению данной проблемы основан на существующих представлениях о переходе к турбулентности в пограничном слое при низком уровне пульсаций внешнего потока. Традиционно процесс турбулизации подразделяется на последовательные стадии, которые включают генерацию возмущений пограничного слоя, их последующее усиление на участке малых амплитуд возбужденных колебаний и нелинейные взаимодействия возмущений в завершающей фазе перехода (рис. 1). Соответственно этому известные методы затягивания перехода к турбулентности заключаются в уменьшении начальной амплитуды возмущений пристенного течения и повышении его устойчивости (см. [2]–[4]). К настоящему времени линейная теория гидродинамической устойчивости, описывающая поведение экспоненциально растущих (затухающих) волновых возмущений хорошо развита для плоских и пространственных пограничных слоев, получила подтверждение в многочисленных экспериментах. Основанные на ней методы ламинаризации надежно обоснованы, часть из них доведена до практического применения.

© В.В. Козлов, В.А. Щербаков, 2008

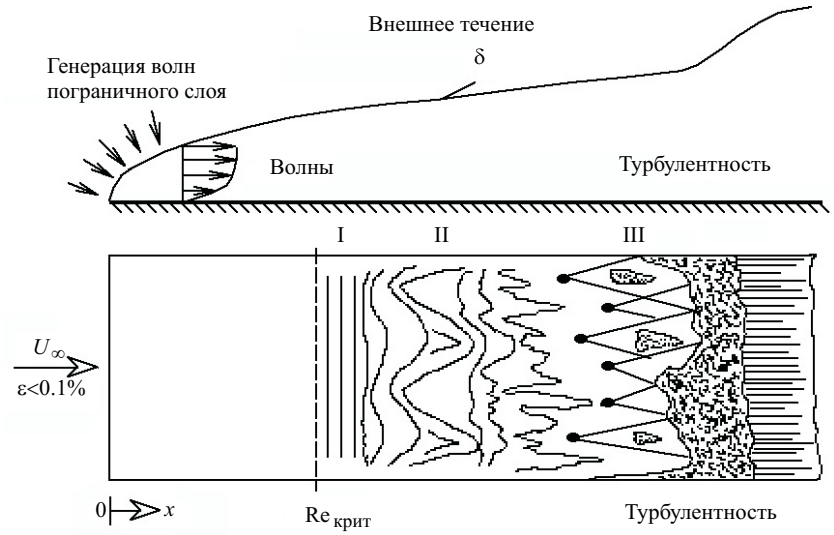


Рис. 1. Основные стадии ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое при малой степени турбулентности внешнего потока: I — усиление возмущений малых амплитуд (волн Толлмина – Шлихтинга), II — развитие трехмерных нелинейных возмущений (Λ-структур), III — образование взаимодействия турбулентных пятен [5]

За рамками классической теории устойчивости остаются специфические локализованные возмущения пограничного слоя — так называемые «продольные» или «полосчатые» структуры, вызывающие в последние годы большой исследовательский интерес (см. [4]–[6]). В определенных условиях подобные структуры могут нарастать, распространяясь в направлении потока, инициировать вторичные возмущения и Λ-образные вихри, характерные для поздних стадий перехода к турбулентности (рис. 2). В этом случае для достижения эффекта ламинаризации необходимы методы воздействия на зарождение и динамику таких локальных образований, что, в свою очередь, требует их детальных исследований.

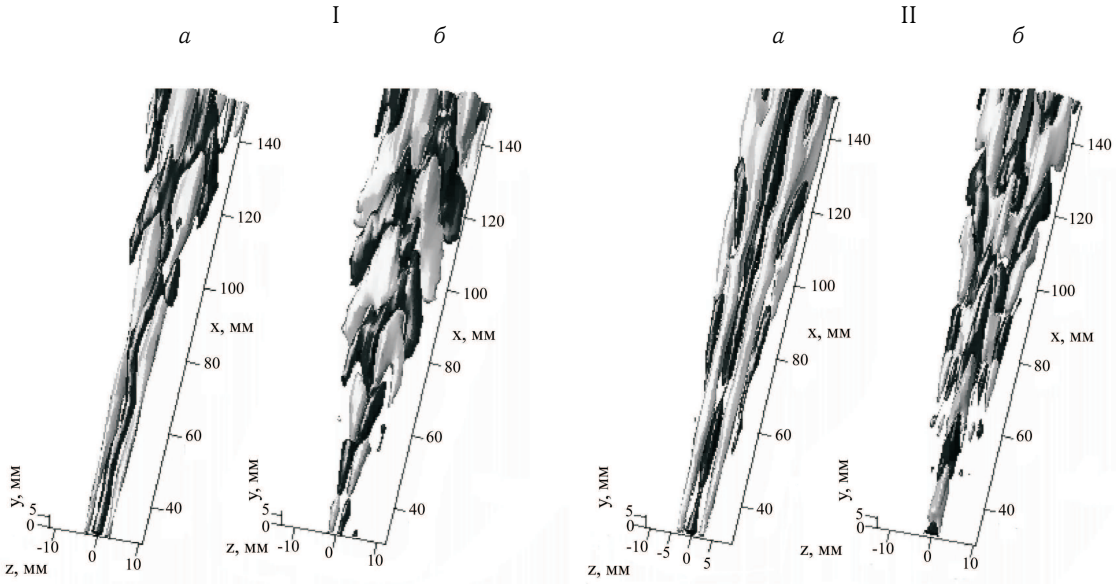


Рис. 2. Продольные структуры возмущений пограничного слоя с нарастающими на них антисимметричными (I) и симметричными (II) вторичными колебаниями: пространственное развитие вторичных возмущений совместно с их влиянием на среднюю скорость (*а*) и без него (*б*) (темными и светлыми полутонами отмечены области повышенной и пониженной скорости течения относительно ее невозмущенных значений) [7]

Искусственно смоделированные полосчатые структуры, развивающиеся в пограничном слое Блазиуса на прямом и скользящем крыльях, изучались в серии экспериментов последнего времени [8]–[10]. Наряду с определением основных характеристик структур, в этих работах были опробованы несколько способов управления локализованными возмущениями ламинарного течения. В их числе — использование продольного оребрения обтекаемой поверхности (риблет), применяемого для снижения трения в турбулентном пограничном слое. В результате опытов [7] было установлено благоприятное влияние риблет на течение в зоне ламинарно-турбулентного перехода, которое заключалось в уменьшении интенсивности полосчатых структур, возникающих на них вторичных колебаний и Λ-образных вихрей (рис. 3).

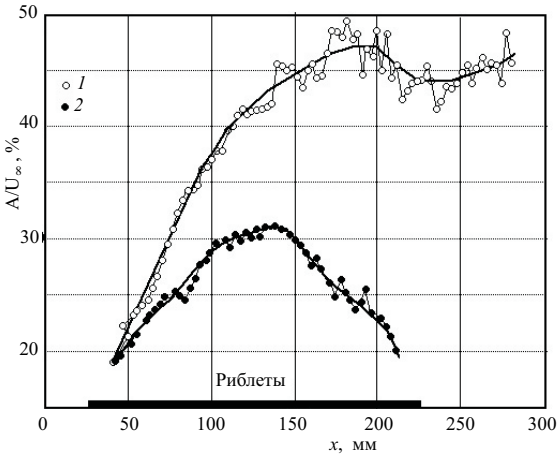


Рис. 3. Изменения вдоль потока интенсивности Λ-образных вихрей на гладкой (*1*) и оребренной (*2*) поверхностях плоской пластины [8]

Другая возможность затягивания перехода к турбулентности, вызванного эволюцией полосчатых структур была показана в работе [9], где для управления течением применялось отсасывание пограничного слоя через миниатюрные отверстия в поверхности экспериментальных моделей. Данный метод, аналогично использованию риблет, позволил подавить развитие полосчатых структур и их вторичную неустойчивость. Взаимодействие структур, порождаемых элементами шероховатости на скользящем крыле, изучалось в работе [10]. Результаты экспериментов показали, что уединенные стационарные возмущения пограничного слоя в большей мере подвержены развитию высокочастотных вторичных колебаний и последующей турбулизации, чем близко расположенные продольные структуры, испытывающие взаимное влияние при распространении вниз по потоку (рис. 4).

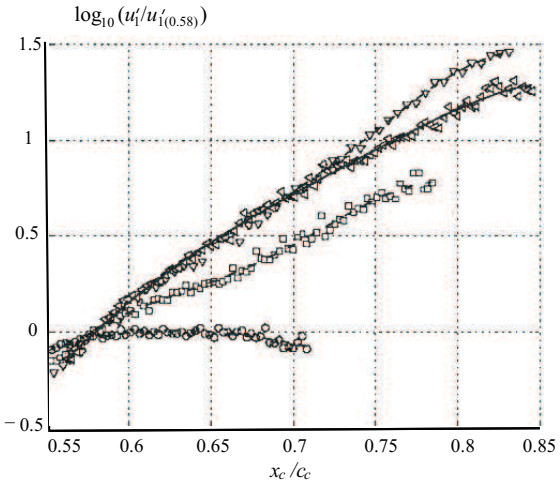


Рис. 4. Изменения вдоль потока амплитуды вторичных возмущений на уединенных (□, Δ) и взаимодействующих (◯) полосчатых структурах [10]

Таким образом, управление переходом к турбулентности, вызванным генерацией полосчатых структур элементами шероховатости обтекаемой поверхности, в принципе возможно оптимизацией их формы, размеров и пространственного расположения.

В целом результаты упомянутых выше исследований служат обоснованием новых подходов к решению проблемы ламинаризации несущих поверхностей в дополнение к известным методам управления ламинарно-турбулентным переходом, основанным на выводах классической теории устойчивости.

2. УПРАВЛЕНИЕ ОТРЫВОМ ПОТОКА НА МАЛОРАЗМЕРНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ

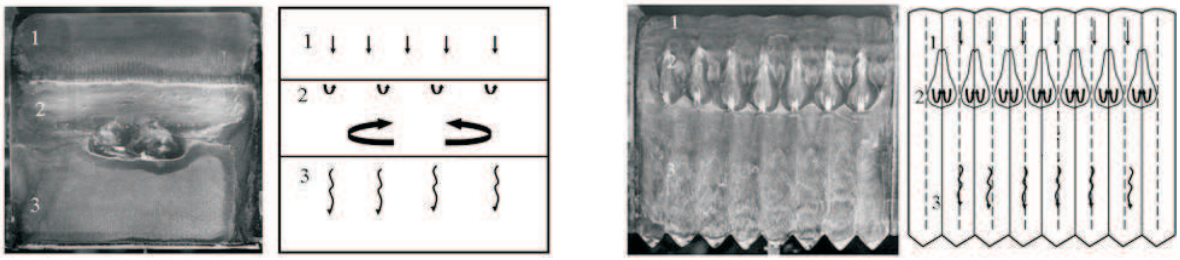
Малоразмерные летательные аппараты, такие как парапланы, планирующие парашюты и беспилотные дистанционно управляемые устройства, эксплуатируются при сравнительно низких числах Рейнольдса. В этих условиях на аэродинамических характеристиках аппаратов заметно сказывается явление отрыва ламинарного потока от обтекаемой поверхности. В большинстве случаев оно приводит к негативным последствиям, изменяя сопротивление, подъемную силу крыла и ограничивая диапазон его использования по углу атаки. Кроме того, при малой скорости движения летательного аппарата в возмущенной атмосфере возможны резкие изменения локальных условий его обтекания, вплоть до срыва потока с передней кромки крыла и потерей им несущих свойств. Для воздействия на

отрывные течения применяется ряд основанных на различных физических принципах пассивных и активных методов управления, которые реализованы на практике и находятся в стадии лабораторных испытаний (см. [3], [11]). Актуальной задачей аэродинамики летательных аппаратов остается поиск новых возможностей в этом направлении.

Рис. 5. Параплан в полете

Одна из них была рассмотрена в работах [12], [13], где изучалось отрывное обтекание крыла малого удлинения с модифицированной формой поверхности. Прообразом экспериментальной модели послужило волнистое крыло параплана (рис. 5).

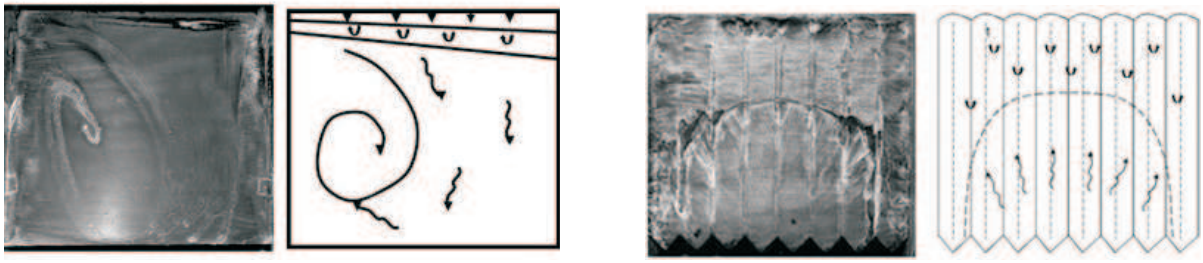
В результате исследований было установлено, что поперечная потоку периодичность поверхности крыла приводит к радикальному изменению структуры формирующегося над ним отрывного течения. Зона отрыва ламинарного потока, расположенная по размаху гладкого крыла, распадается на локальные отрывные области во впадинах между поверхностными волнами в пространственно периодическом течении (рис. 6). Следствием структурных изменений потока является увеличение критического угла атаки крыла, в экспериментальных условиях [12] — в полтора раза.



а *б*

Рис. 6. Визуализация и соответствующие ей схемы течения на гладком (*а*) и волнистом (*б*) крыльях: *1* — ламинарный пограничный слой, *2* — зона отрыва потока, *3* — турбулентный пограничный слой. Число Рейнольдса $\mathrm{Re} = 170000$, угол атаки моделей $\alpha = 0^\circ$, степень турбулентности $\varepsilon < 0,04\%$; поток направлен сверху вниз [12]

Кроме того, на умеренных (докритических) углах атаки волнистое крыло обладает более высоким аэродинамическим качеством, чем крыло гладкое. Преимуществом модифицированной несущей поверхности является также сохранение симметрии обтекания крыла при срыве потока с его передней кромки, рис. 7. В этом случае летательный аппарат имеет возможность безопасно вернуться в штатный режим полета, что повышает надежность его эксплуатации.



а *б*

Рис. 7. Визуализация и соответствующие ей схемы течения на гладком (*а*) и волнистом (*б*) крыльях при срыве потока с передней кромки. Число Рейнольдса $\mathrm{Re} = 170000$, угол атаки моделей $\alpha = 26$, степень турбулентности $\varepsilon < 0,04\%$; поток направлен сверху вниз

Результаты экспериментов [12], [13] дают основание расценивать использование волнистой несущей поверхности в качестве перспективного метода управления отрывом потока на малоразмерных

летательных аппаратах. Дальнейшее улучшение аэродинамических характеристик крыла следует ожидать после его оптимизации по форме, высоте и пространственному периоду поверхностной волны.

3. МОДИФИКАЦИЯ ТУРБУЛЕНТНОГО ОБТЕКАНИЯ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРОВ И ТУРБИН

Лопатки компрессоров и турбин как правило используются при высоком уровне вихревых и акустических пульсаций набегающего потока (рис. 8). Соответственно аэродинамические характеристики лопаток определяются структурой сильно возмущенного течения вблизи их поверхности и в принципе могут быть оптимизированы управлением пограничным слоем. В свою очередь, для выбора эффективного метода воздействия на пристенное течение необходимы исследования его особенностей при большой интенсивности фоновых пульсаций.

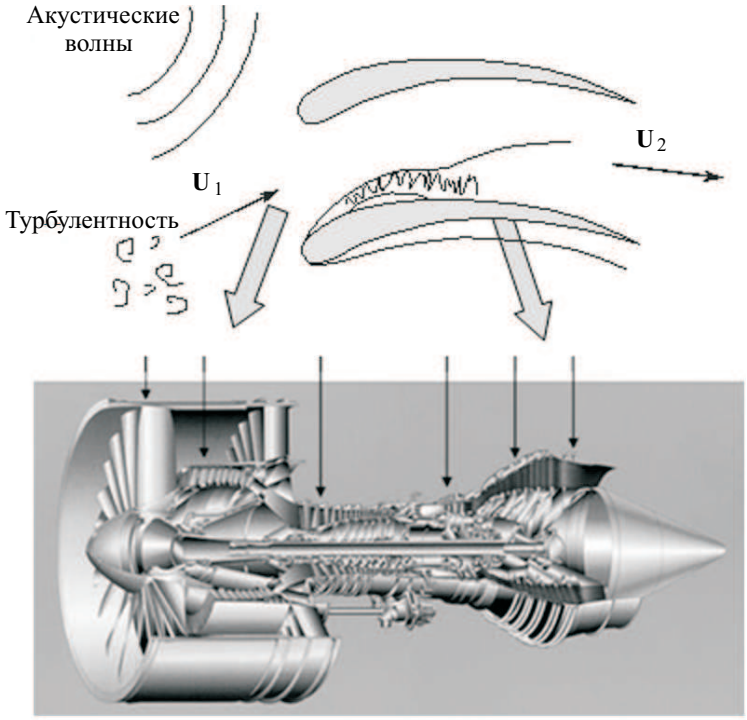


Рис. 8. Лопатки двигателя GE CF6-50 и внешние возмущающие течение факторы

Результаты изучения процесса турбулизации пограничного слоя указывают на то, что в подобных условиях он существенно отличается от перехода к турбулентности в слабо возмущенном потоке и связан с возникновением упоминавшихся выше продольных структур возмущений. Иллюстрацией служит рис. 9, на котором сравнивается дымовая визуализация течения в пограничном слое при низкой и высокой степенях турбулентности потока. Генерируемые в пограничном слое продольные структуры оказывают большое влияние на характеристики течения, вызывая, например, колебания локального коэффициента теплоотдачи в поперечном направлении, достигающие 20 % [14].

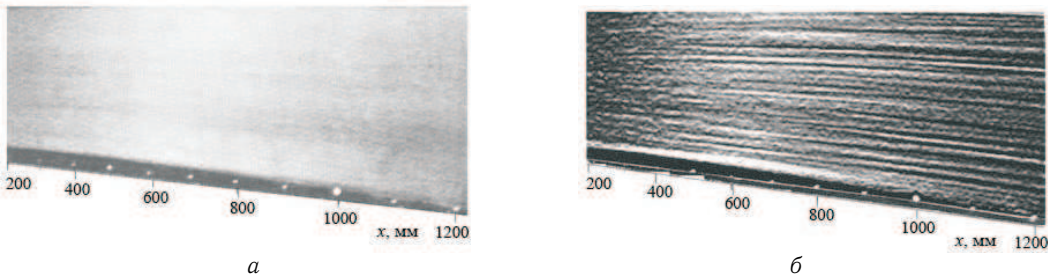


Рис. 9. Дымовая визуализация течения в пограничном слое плоской пластины при $\varepsilon < 0,04\%$ (*а*) и $\varepsilon = 1,5\%$ (*б*); поток направлен слева направо [15]

Закономерности образования полосчатых структур в пограничном слое под действием внешних турбулентных пульсаций изучались в экспериментах [14], [16], [17], где исследовались характеристики течений, возмущенных установленными на входе в рабочую часть аэродинамической трубы турбулизирующими сетками. Данные были получены на моделях крыла и клина, помещенных в потоке несжимаемого газа. При изменении уровня возмущений скорости потока в пределах до 1.8 % в исследованных конфигурациях течения была обнаружена система продольных структур с пространственным периодом, в несколько раз превышающим толщину пограничного слоя. Эксперименты показали, что поперечный масштаб и расположение этих структур у поверхности моделей определяются свойствами сеточной турбулентности. При анализе полученных результатов были получены подтверждения того, что причиной возникновения продольных структур является механизм растяжения завихренности. В ходе исследований была также установлена возможность изменения характерного поперечного масштаба структур и их расположения относительно поверхности обтекаемых потоком тел с помощью слабого акустического облучения в частотном диапазоне линейной неустойчивости сдвигового течения.

Следует ожидать, что для воздействия на продольные структуры, зарождающиеся в пограничном слое под влиянием внешней турбулентности, могут быть использованы перечисленные в первом разделе статьи методы управления, которые были опробованы на возмущениях, искусственно генерированных на поверхности экспериментальных моделей. В этом случае система управления должна включать идентификацию продольных структур, возникающих в течении неконтролируемым образом.

4. УПРАВЛЕНИЕ НЕУСТОЙЧИВОСТЬЮ И АКУСТИЧЕСКИМ ИЗЛУЧЕНИЕМ СТРУЙНЫХ ТЕЧЕНИЙ

Процессы смешения в струях сказываются на эффективности горения, уровне шума самолетов и других летательных аппаратов, конструкции и оптимальных размерах сопел и камер сгорания. В большой мере перемешивание газа в струйных течениях связано с их турбулизацией, возникновением и развитием в них крупномасштабных энергонесущих вихревых структур. В числе последних — квазидвумерные вихри, формирующиеся вследствие неустойчивости Кельвина – Гельмгольца, и продольные вихревые структуры, которые могут быть индуцированы специальной геометрией сопла либо порождаться естественным образом в силу вторичной неустойчивости самой струи. Значительную роль продольные вихревые образования, взаимодействующие с вихрями Кельвина – Гельмгольца, играют, например, в процессе струйного горения и его стабилизации.

К возможным методам управления течением в струях относятся его акустическое облучение, создание противотока вблизи среза сопла, формирование интенсивных продольных вихрей с применением дольчатых смесителей и генерация падающих скачков уплотнения, взаимодействующих со слоем смешения при сверхзвуковых скоростях потока. Одна из концепций управления, основанная на представлениях о гидродинамической неустойчивости, подразумевает внешнее воздействие непосредственно на волновую компоненту — линейные и нелинейные колебания, нарастающие в неустойчивом сдвиговом течении на границе струи и доминирующие в нем вихревые структуры. Практическая реализация такого подхода требует подробных знаний о закономерностях формирования тонкой структуры возмущенного течения и происходящих в нем динамических процессах.

Исследованию этих вопросов были посвящены работы [18], [19], в которых рассматривались течения в различных конфигурациях, включая осесимметричную, плоскую свободную и плоскую пристенную струи. В проведенных экспериментах вихревые структуры, зарождающиеся в струях естественным образом, стабилизировались с помощью периодических во времени воздействий на струйные течения и пространственно периодических элементов шероховатости, расположенных у среза сопла. Таким образом, было изучено взаимодействие вихрей Кельвина – Гельмгольца с продольными структурами возмущений (рис. 10) и установлена аналогия наблюдаемого явления трехмерному искажению двумерной волны неустойчивости присоединенного пограничного слоя на нелинейной стадии ее развития, приводящему к формированию Λ-образных вихрей (рис. 11).

Результаты экспериментов выявили влияние числа Рейнольдса на поперечный масштаб продольных структур возмущений, показали возможность управления их характеристиками и процессом турбулизации струйного течения искусственной генерации двумерных волн неустойчивости в слое сдвига на границе струи.

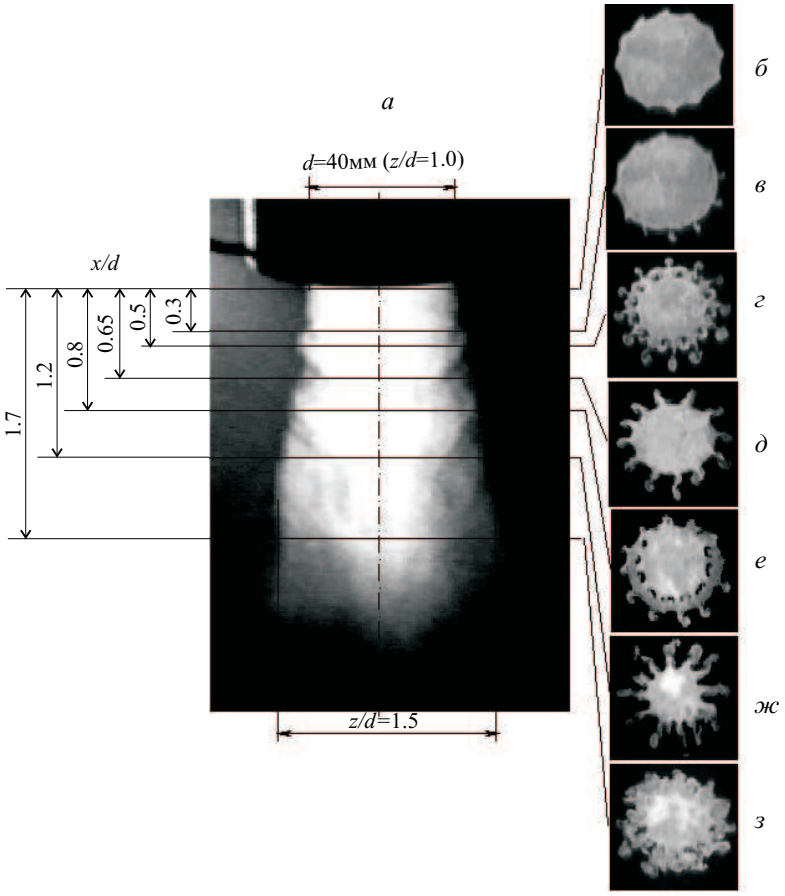


Рис. 10. Дымовая визуализация течения в круглой струе (*а*) и развивающихся в нем вихревых структур на различных расстояниях от среза сопла (*б–з*) [18]

а *б*

Рис. 11. Схема взаимодействия вихревых структур в круглой струе (*а*) и пограничном слое (*б*) [18]

Представляется, что совершенствование существующих и разработка перспективных методов управления струями во многом связаны с результатами дальнейших исследований возникновения и динамики вихревых структур, определяющих пульсационные характеристики течений.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (*проект* РНП.2.1.2.3370), *гранта РФФИ* (*проект* 08-01-00027) *и гранта Президента РФ по поддержке ведущих научных школ* (*проект* НШ-454.2008.1).

Библиографический список

1. *Boiko A.V., Dovgal A.V., Kozlov V.V.* Actual problems of the subsonic flows aerodynamics (prospects of shear flows control) // Actual problems of aviation and aerospace systems: processes, models, experiment. Daytona Beach, USA, 2006. V. 11, № 2(22). С. 60–66.

2. *Schlichting H., Gersten K.* Boundary layer theory. Berlin: Springer, 2000.

3. *Gad-el-Hak M.* Flow control: Passive, active and reactive flow management. Cambridge: Cambridge University Press, 2000.

4. *Бойко А.В., Грек Г.Р., Довгаль А.В., Козлов В.В.* Физические механизмы перехода к турбулентности в открытых течениях. М.; Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика» / Институт компьютерных исследований, 2006.

5. *Boiko A.V., Grek G.R., Dovgal A.V., Kozlov V.V.* The Origin of Turbulence in Near-Wall Flows. Berlin: Springer, 2002.

6. *Schmid P.J., Henningson D.S.* Stability and transition in shear flows. Berlin: Springer, 2000.

7. *Литвиненко Ю.А., Чернорай В.Г., Козлов В.В., Лефдаль Л.Л., Грек Г.Р., Чун Х.* О нелинейной синусоидальной и варикозной неустойчивости в пограничном слое (обзор) // Теплофизика и аэромеханика. 2004. Т. 11, № 3. С. 339–364.

8. *Литвиненко Ю.А., Чернорай В.Г., Козлов В.В., Лефдаль Л.Л., Грек Г.Р., Чун Х.* Влияние риблет на развитие Λ-структуры и ее преобразование в турбулентное пятно // Докл. АН. 2006. Т. 407, № 2. С. 1–4.

9. *Литвиненко Ю.А.., Козлов В.В., Чернорай В.Г., Грек Г.Р., Лефдаль Л.Л.* Управление неустойчивостью поперечного течения скользящего крыла с помощью отсоса // Теплофизика и аэромеханика. 2003. Т. 10, № 4. С. 1–9.

10. *Kozlov V.V., Chernoray V.G., Dovgal A.V., Löfdahl L.* Experiments on secondary instability of streamwise vortices in a swept wing boundary layer // J. Fluid Mech. 2005. V. 534. P. 295–325.

11. *Чжен П.* Управление отрывом потока. М.: Мир, 1979.

12. *Зверков И.Д., Занин Б.Ю.* Влияние формы поверхности крыла на отрыв потока // Теплофизика и аэромеханика. 2003. Т. 10, № 2. С. 205–213.

13. *Zverkov I.D., Sboev D.S.* Application of a combined method to study the separation flows on a wavy-surface wing model // Intern. Conf. on the Methods of Aerophysical Research. Novosibirsk, 2004. Part 1. P. 215–219.

14. *Брыляков А.П., Жаркова Г.М., Занин Б.Ю., Коврижина В.Н., Сбоев Д.С.* Стационарные продольные структуры в пограничном слое на скользящем крыле при повышенной степени турбулентности набегающего потока // Прикл. мех-ка и техн. физика. 2003. Т. 44, № 5. С. 56–63.

15. *Matsubara M., Kozlov V.V., Alfredsson P.H., Bakchinov A.A., Westin K.J.A.* On flat plate boundary layer perturbations at high free stream turbulence level // Intern. Conf. on the Methods of Aerophysical Research. Novosibirsk, 1996. V.1. P. 174–179.

16. *Zharkova G.M., Zanin B.Yu., Kovrizhina V.N., Brylyakov A.P.* Free stream turbulence effect on the flow structure over the finite span straight wing // J. Visualization. 2002. V. 5, № 2. P. 169–176.

17. *Брыляков А.П., Жаркова Г.М., Занин Б.Ю., Коврижина В.Н., Сбоев Д.С.* Влияние турбулентности набегающего потока на структуру течения на клине и наветренной стороне профиля // Прикл. мех-ка и техн. физика. 2004. Т. 45, № 4. С. 64–71.

18. *Козлов В.В., Грек Г.Р., Лефдаль Л.Л., Чернорай В.Г., Литвиненко М.В.* Роль продольных локализованных структур в процессе перехода к турбулентности в пограничных слоях и струях (обзор) // Прикл. мех-ка и техн. физика. 2002. Т. 43, № 2. С. 62–76.

19. *Levin O., Chernoray V.G., Löfdahl L., Henningson D.S.* A numerical and experimental study of the Blasius wall jet // J. Fluid Mech. 2005. V. 539. P. 313–347.