

УДК 532.526.3

Течение за трехмерным элементом шероховатости на модели стреловидного крыла*

В.С. Каприлевская, А.М. Павленко, В.В. Козлов, А.В. Крюков

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

E-mail: valeria.kaprilevskaya@gmail.com

В работе представлены результаты экспериментального исследования обтекания наветренной стороны модели стреловидного крыла с установленными на поверхности генераторами возмущений. Генераторы представляют собой трехмерные элементы шероховатости, высота которых была сопоставима с толщиной пограничного слоя. С помощью жидкокристаллической термографии исследовано влияние элементов шероховатости различной высоты на пограничный слой. Найдено место максимальной восприимчивости течения к возмущениям за элементом шероховатости на поверхности крыла.

Ключевые слова: стреловидное крыло, продольные структуры, неустойчивость поперечного течения, ламинарно-турбулентный переход, локализованная шероховатость, жидкокристаллическая термография.

Введение

Интенсивное развитие беспилотной авиации приводит к конкурентной борьбе за характеристики летательных аппаратов для выполнения различного рода задач. В число важнейших показателей входят автономность и минимальная эффективная площадь рассеяния в рамках применения технологии снижения заметности. Этим требованиям вполне удовлетворяет концепция стреловидного крыла.

Для улучшения характеристик беспилотного летательного аппарата привлекательной выглядит идея снижения сопротивления с помощью ламинаризации течения над обтекаемыми поверхностями. Этому способствуют и малые числа Рейнольдса относительно характерных для пилотируемых самолетов. Вместе с тем, для обеспечения устойчивости в полете крылу придается стреловидность. Это позволяет сместить назад точку воздействия аэродинамических сил. При обтекании такого крыла происходит формирование трехмерной структуры пограничного слоя (как на скользящем крыле), что приводит к проявлению множества механизмов неустойчивости пограничного слоя: неустойчивости на линии растекания на передней кромке крыла, неустойчивости поперечного течения на разгонном участке крыла в области отрицательного градиента давления, неустойчивости Толлмина–Шлихтинга в области положительного градиента давления, неустойчивости Гёртлера при наличии вогнутых участков крыла. Часть из них может

* Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-31-90018.

быть достаточно успешно подавлена грамотной профилировкой крыла. Однако неустойчивость поперечного течения напрямую связана с углом стреловидности крыла и представляет наибольший интерес для изучения.

Из результатов исследований известно, что неустойчивость поперечного течения проявляет себя по-разному в зависимости от степени турбулентности набегающего потока [1]. В условиях низкой степени турбулентности набегающего потока (менее 0,1 %) ламинарно-турбулентный переход обусловлен развитием стационарных возмущений, возбужденных шероховатостью поверхности. При повышенной степени турбулентности основную роль играют бегущие возмущения неустойчивости поперечного течения, вызванные набегающими вихрями. При этом вихри не приводят к переходу непосредственно, но они модифицируют структуру пограничного слоя, добавляя точки перегиба в трансверсальном и нормальном к стенке модели направлениях, что вызывает появление вторичных возмущений, которые и приводят к переходу. Достаточно подробно характеристики и пространственная структура вторичных возмущений рассматривались в работах [2, 3]. Полетным условиям соответствует степень турбулентности около 0,05 % [4], что делает этот режим наиболее привлекательным для проведения исследований.

Изучение структуры течения над криволинейными поверхностями представляет довольно трудную задачу для исследователя. Панорамные методы, к которым относится, например, метод жидкокристаллической термографии, позволяют заметно сократить трудозатраты и делают возможным проведение параметрических исследований.

Настоящая работа посвящена изучению физических механизмов ламинарно-турбулентного перехода на модели стреловидного крыла в области отрицательного градиента давления с использованием методики жидкокристаллической термографии и является продолжением комплекса работ по исследованию обтекания модели стреловидного крыла, первые результаты которых были представлены в публикации [5].

1. Экспериментальная установка и методика исследований

Серия экспериментов проводилась в рабочей части дозвуковой аэродинамической трубы Т-324 ИТПМ СО РАН. Степень турбулентности набегающего потока составляла менее 0,04 %. Скорость набегающего потока варьировалась в диапазоне от 7,2 до 20 м/с и контролировалась с помощью насадка Прандтля, соединенного с электронным микроманометром пневмотрассой, с точностью до 1 %.

1.1. Модель стреловидного крыла

В экспериментах использовалась модель стреловидного крыла с гладкой поверхностью, изготовленная из дерева и покрытая лаком. Форма модели и ее размеры представлены на рис. 1. Исследования проводились на наветренной стороне модели. Для формирования отрицательного градиента давления крыло устанавливалось в рабочей части трубы под углом атаки -5° , и в дальнейшем это значение не менялось во всех экспериментах. Это позволило реализовать благоприятные условия для развития возмущений неустойчивости поперечного течения и подавить волны Толлмина–Шлихтинга. Для эксперимента была выбрана прямоугольная система координат (рис. 1б). Оси Ox и Oz лежали в плоскости модели крыла. Точка отсчета начала координат находилась на расстоянии 176 мм от носика модели по оси Oz , что соответствует примерно 1/4 размаха крыла.

1.2. Жидкокристаллическая термография

В качестве основного метода визуализации структуры набегающего потока в эксперименте использовался метод жидкокристаллической термографии. Визуализация осуществлялась с помощью тонкопленочного жидкокристаллического покрытия, которое устанавливалось в исследуемой области. Покрытие подвергалось нагреву выше своего

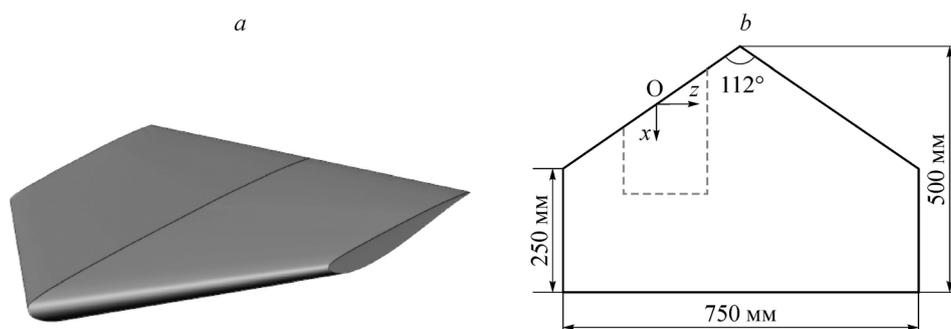


Рис. 1. Модель (а) и размеры стреловидного крыла (b).

Штриховая линия — граница области измерений.

рабочего диапазона температур. Последующее остывание пленки под действием набегающего потока позволило наблюдать структуру течения на модели крыла и фиксировать ее с помощью фотоаппарата. Диапазон температур жидкокристаллической пленки, использованной в настоящем эксперименте, составил 30–32 °С. Жидкокристаллическая термография является наглядным и информативным методом, характеризующимся быстротой диагностики и качественным анализом пристенных течений [6]. Полное описание метода жидкокристаллической термографии представлено в работе [7].

1.3. Саже-масляная визуализация

В качестве второго метода визуализации течения был выбран метод «саже-масляных» покрытий. Этот термин здесь употребляется условно, поскольку в действительности применялась не сажа, а порошок двуокиси титана (TiO_2), смешанный с керосином. При использовании данного метода поверхность модели крыла покрывается раствором, затем крыло устанавливается в рабочую часть аэродинамической трубы. При полном высыхании раствора под действием набегающего потока на поверхности крыла образуются картины, дающие представление о предельных линиях тока.

1.4. Термоанемометрические измерения

Количественные измерения структуры и свойств пограничного слоя проводились с использованием методики термоанемометрии постоянного сопротивления. В эксперименте использовался однониточный датчик, нить которого была изготовлена из вольфрама диаметром 5 мкм и длиной 1,2 мм. Он соединялся коаксиальным кабелем с термоанемометром AN-1003 фирмы A.A. Labs. Сигнал с выхода термоанемометра фильтровался аналоговым фильтром низких частот, встроенным в термоанемометр, а затем оцифровывался с помощью АЦП National Instruments PCI-6023 разрядностью 16 бит. Частота сбора данных составляла 20 кГц. В процессе тарировки нить термоанемометра устанавливалась рядом с насадком Прандтля, соединенным с микроанемометром Omega PX2650-10D5V. Точность измерения давления составляла $\pm 1\%$. Позиционирование датчика термоанемометра в пространстве осуществлялось с помощью трехосевого координатного устройства. Точность позиционирования по оси y составляла $\pm 2,5$ мкм, а по осям x и z — ± 10 мкм.

1.5. Введение стационарных возмущений

Для возбуждения стационарных возмущений на переднюю кромку крыла устанавливались многослойные цилиндрические шероховатости. Слоистая структура элемента была выбрана для возможности исследования влияния высоты шероховатости на возмущения. Высота элемента шероховатости варьировалась от 0,44 до 0,98 мм.

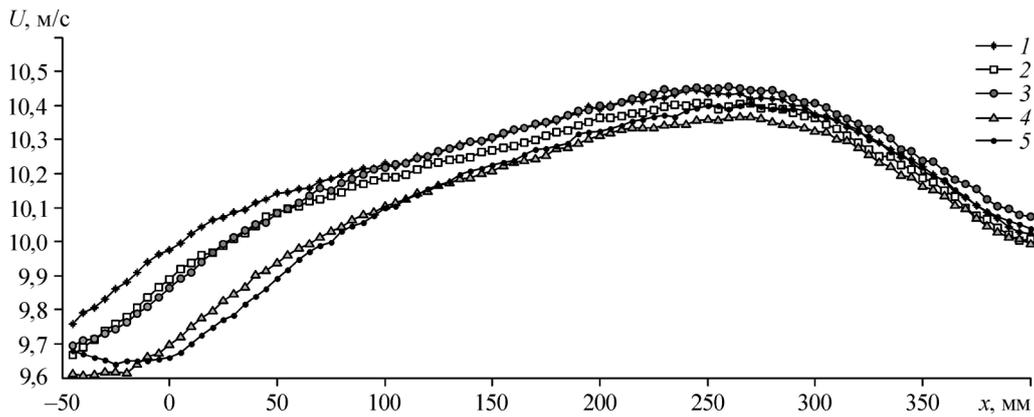


Рис. 2. Распределения средней скорости вне пограничного слоя над поверхностью модели.
 $z = 100$ (1), 75 (2), 50 (3), 25 (4), 0 (5) мм.

2. Результаты

Первостепенная задача исследования — проверка формирования благоприятного градиента давления на наветренной стороне стреловидного крыла, так как данное условие является ключевым в настоящем эксперименте. Чтобы убедиться в выполнении поставленного условия, было измерено распределение скорости вдоль хорды крыла вне пограничного слоя на расстоянии 20 мм от поверхности модели при различных значениях z (рис. 2). Координате $x = 0$ соответствует точка на передней кромке модели при координате $z = 176$ мм (рис. 1b). Скорость набегающего потока составляла $U_0 = 10$ м/с. Видно, что на большей части крыла, независимо от координаты z , наблюдается рост значения скорости от передней кромки до координаты $x = 250$ мм. Это свидетельствует о формировании благоприятного градиента давления в рассматриваемой области измерений. Расхождение профилей скорости в области от $x = -50$ мм до $x = 150$ мм обусловлено уменьшением профиля крыла в сторону боковых кромок.

Ниже по потоку сечения $x = 250$ мм в задней части крыла происходит торможение потока. Это обусловлено тем, что крыло расположено под отрицательным углом атаки и положение линии стекания смещено с подветренной стороны на наветренную. Данная особенность обтекания также видна на результатах, полученных с помощью саже-масляной визуализации (рис. 3). Визуализация была выполнена при скорости набегающего потока $U_0 = 25$ м/с и углах атаки и скольжения 5° и 0° соответственно.

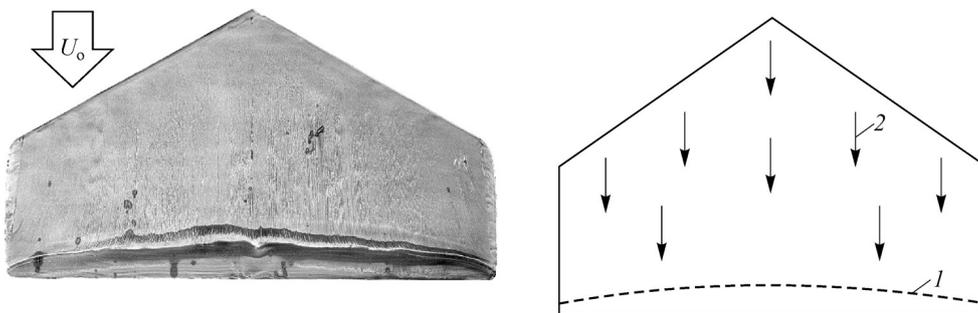


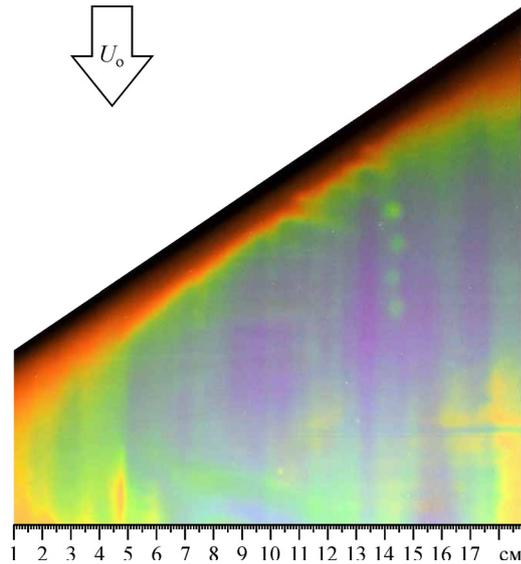
Рис. 3. Сажемастная визуализация (a) и топология течения вблизи поверхности модели стреловидного крыла (b).
 1 — линия стекания, 2 — область присоединенного течения.

Рис. 4. Визуализация пристенного течения при $U_0 = 7,2$ м/с.

Видно, что на большей части поверхности крыла течение является присоединенным. Вблизи задней кромки крыла отчетливо прослеживается линия стекания. Аналогичная линия стекания наблюдалась в исследованиях [8].

2.1. Структура течения вблизи поверхности модели

Следующий — основной — этап исследования выполнялся с помощью методики жидкокристаллической термографии. На рис. 4 представлена визуализация течения вблизи поверхности модели с использованием жидкокристаллической пленки. Видно, что на крыле происходит формирование продольных структур. Важно отметить, что на передней кромке элементы шероховатости не устанавливались. Аналогичные продольные структуры наблюдались в работе [9] при больших значениях отрицательного угла атаки.



С помощью методики термоанемометрических измерений были получены профили средней скорости $U(y)$ в различных точках x вниз по течению при $z = 0$ мм (рис. 5–7). Измерения начинались вблизи передней кромки крыла на максимально возможном расстоянии по x , при котором можно было избежать разрушения датчика термоанемометра в процессе измерений. Скорость набегающего потока варьировалась и составляла 10, 12,5 и 15 м/с. На рисунках видно, что во всех режимах обтекания пограничный слой начинает нарастать вниз по течению, но поток на исследуемом участке крыла остается присоединенным. Сравнивая профили скорости на рис. 5–7, можно сделать вывод, что толщина пограничного слоя уменьшается с увеличением скорости.

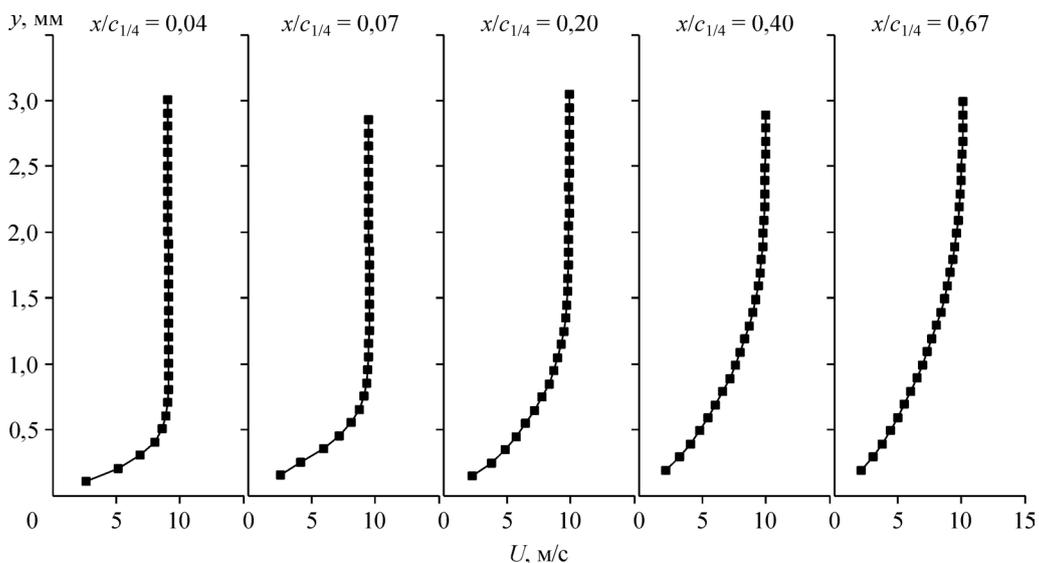


Рис. 5. Профили средней скорости в зависимости от координаты x при скорости набегающего потока $U_0 = 10$ м/с.

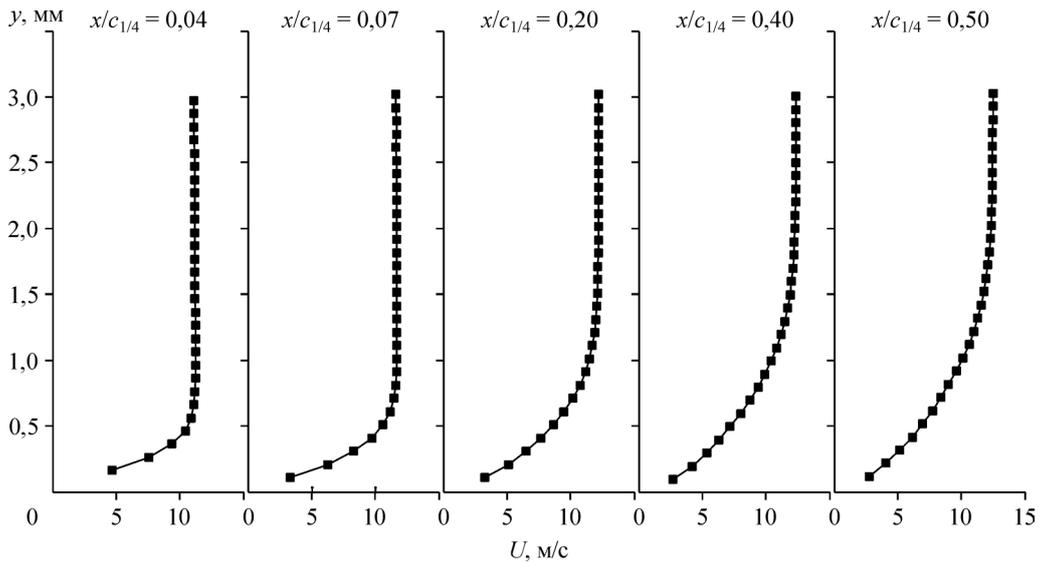


Рис. 6. Профили средней скорости в зависимости от координаты x при скорости набегающего потока $U_0 = 12,5$ м/с.

2.2. Влияние высоты трехмерных элементов шероховатости на структуру пограничного слоя

Следующая серия экспериментов была посвящена исследованию влияния высоты шероховатости на структуру пограничного слоя. В рамках этого этапа исследования использовался набор элементов шероховатостей с высотами от заведомо малых до сравнимых с толщиной пограничного слоя и выше. Вблизи передней кромки крыла были установлены четыре элемента шероховатости высотой $h_{3D} = 0,44, 0,6, 0,73, 0,98$ мм (рис. 8) с одинаковым диаметром, равным 1,6 мм. В четвертом случае (рис. 8d) исследования проводились с тремя элементами шероховатости высотами $h_{3D} = 0,6, 0,73, 0,98$ мм. Набор шероховатостей располагался на расстоянии 6 мм от передней кромки, параллельно ей.

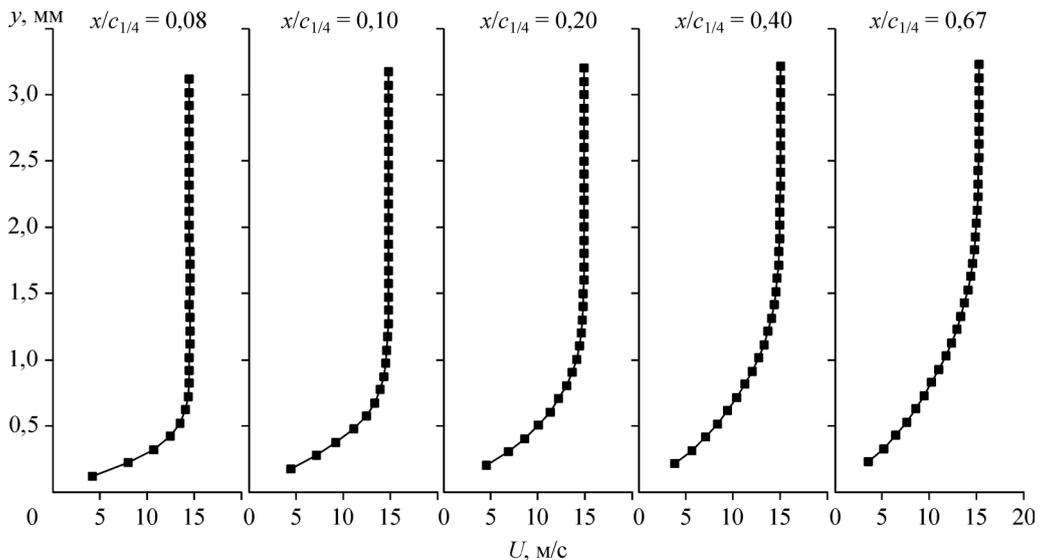


Рис. 7. Профили средней скорости в зависимости от координаты x при скорости набегающего потока $U_0 = 15$ м/с.

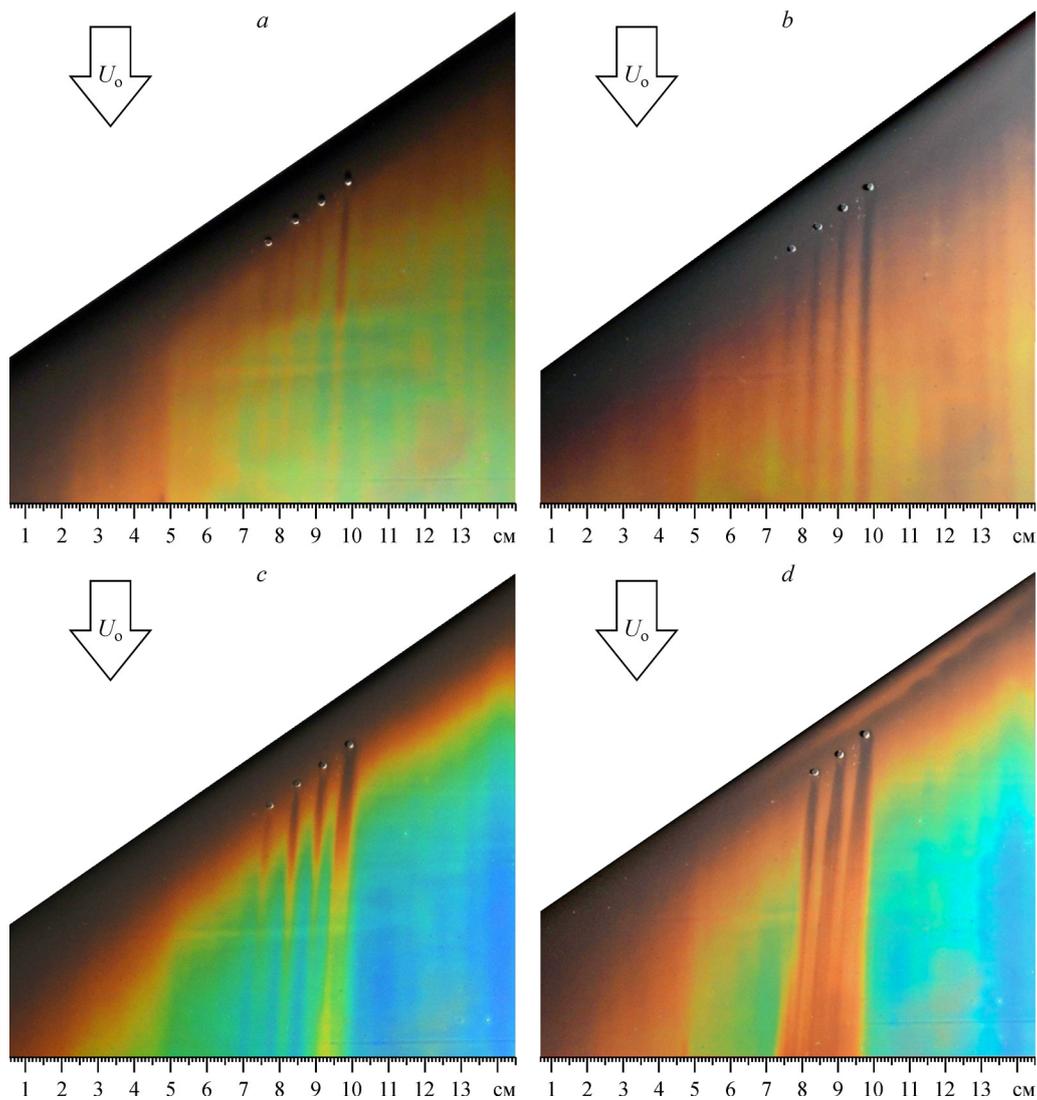


Рис. 8. Визуализация пристенного течения в зависимости от скорости набегающего потока.

$U_0 = 7,2$ (a), $10,2$ (b), $15,1$ (c), 20 (d) м/с.

Расстояние между элементами шероховатости составляло 7 мм. Скорость набегающего потока варьировалась от 7,2 м/с до 20 м/с.

Элементы шероховатости вблизи передней кромки крыла приводят к формированию продольных структур. С увеличением высоты элементов шероховатости происходит интенсификация процессов формирования этих структур. На рис. 8a наиболее выраженной является продольная структура, формирующаяся за четвертым элементом шероховатости высотой $h_{3D} = 0,98$ мм. Ее поперечный размер составляет 2–3 мм. С ростом скорости набегающего потока (рис. 8b–8d) происходит увеличение продольной структуры в поперечном размере до 5–6 мм при $U_0 = 20$ м/с. Высота данного элемента шероховатости превышает толщину пограничного слоя при всех режимах обтекания (рис. 5–7). Следует отметить, что первые три элемента шероховатости меньшей высоты находятся внутри пограничного слоя, но при этом продольные структуры, формирующиеся за ними, также увеличиваются в размерах с ростом скорости набегающего потока.

Дальнейшее увеличение высоты шероховатости является нецелесообразным, так как это ведет лишь к интенсификации процессов, наблюдаемых ранее. Таким образом,

акцент дальнейших исследований следует сделать на изучение течения за трехмерным элементом шероховатости высотой 0,98 мм.

2.3. Определение области максимальной восприимчивости течения

Определение области максимальной восприимчивости пограничного слоя к возмущениям за шероховатостью проводилось с помощью набора из 9 цилиндрических элементов высотой 0,98 мм. Набор располагался на поверхности модели на расстояниях 0, 1, 5,5, 12, 19, 30, 40, 50, 54 мм от передней кромки по координате x и на расстоянии 207,5, 194, 179,5, 159,5, 140, 119,5, 98,5, 76,5, 56,5 мм от центрального сечения соответственно таким образом, чтобы исключить взаимодействие продольных структур между собой.

В первую очередь рассматривались режимы обтекания при скорости набегающего потока 10,2 м/с (рис. 9а). При этой скорости формирование наиболее интенсивной продольной

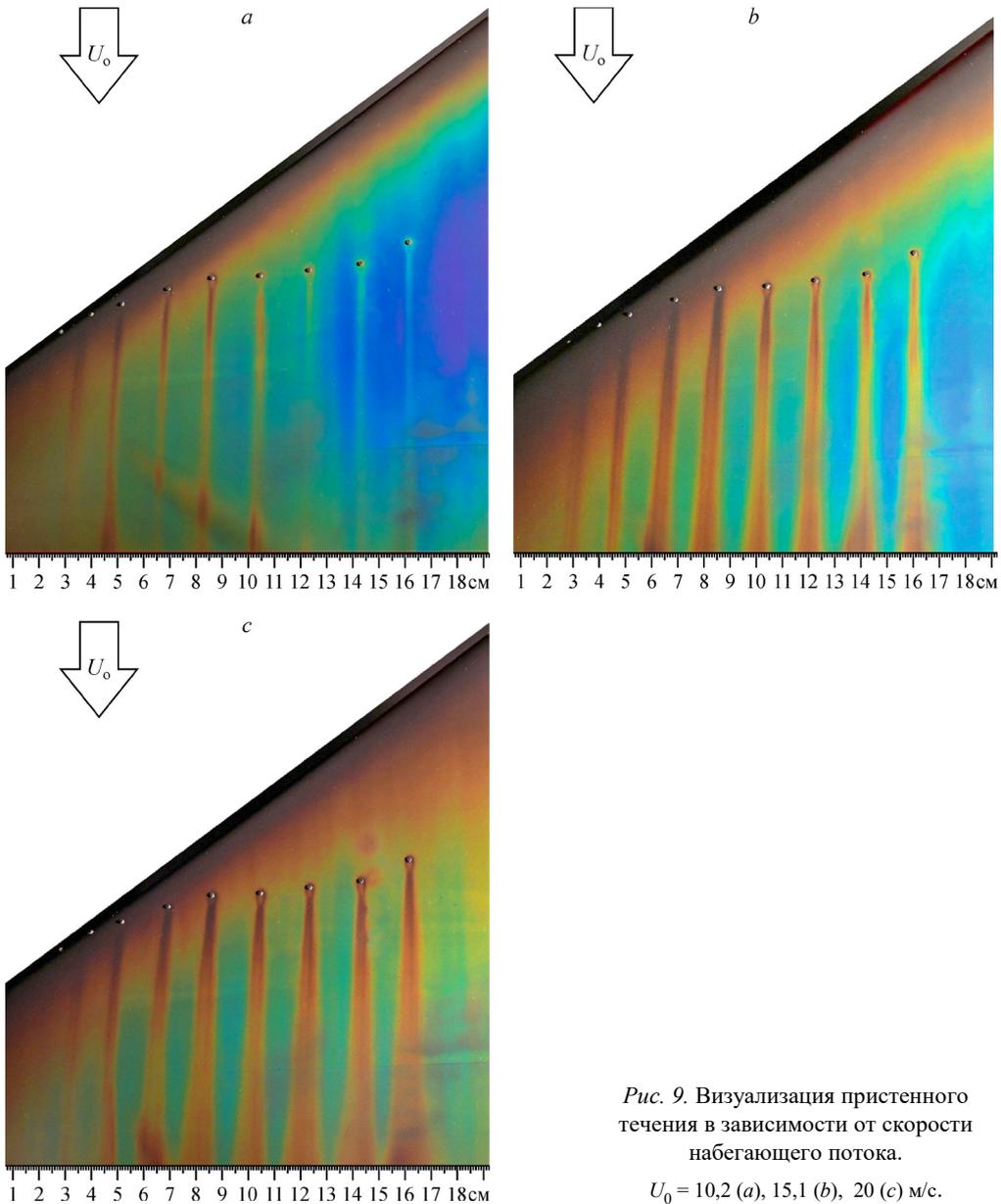


Рис. 9. Визуализация пристенного течения в зависимости от скорости набегающего потока.

$U_0 = 10,2$ (a), 15,1 (b), 20 (c) м/с.

Рис. 10. Схема расположения набора шероховатостей вблизи передней кромки стреловидного крыла.

структуры происходит за элементом шероховатости № 3, находящимся на расстоянии 6 мм от передней кромки (рис. 10). При скоростях набегающего потока 15,1 и 20 м/с каждый элемент шероховатости

оказывает существенное влияние на течение (рис. 9*b*, 9*c*). Выделить по результатам визуализации из набора элемент, оказывающий максимальное влияние на пограничный слой, для данных режимов не представлялось возможным.

Жидкокристаллическая термография позволяет зафиксировать перетяжки на продольных структурах. Так, при скорости набегающего потока 10,2 м/с наблюдаются перетяжки за элементами шероховатости № 4 и 5. С увеличением скорости набегающего потока перетяжки за элементами № 6–9 становятся более выраженными. С другой стороны, при малых скоростях набегающего потока данный эффект не наблюдается, и продольные структуры в целом выглядят слабее.

На данном этапе эксперимента удалось определить область максимальной восприимчивости пограничного слоя к возмущениям для модели стреловидного крыла: эта область располагается между шероховатостями № 2 и 4.

2.4. Влияние одиночного трехмерного элемента шероховатости на структуру течения

Заключительный этап исследования был посвящен изучению течения за единичным элементом шероховатости, расположенным в области максимальной восприимчивости пограничного слоя стреловидного крыла. В качестве источника возмущений был выбран элемент шероховатости № 3 (рис. 10) высотой 0,98 мм. На рис. 11 представлены результаты визуализации течения. Видно, что форма продольной структуры за трехмерным элементом шероховатости является изогнутой, что, по всей видимости, является первой частью общего S-образного вида при движении вниз по потоку. Такая S-образная траектория продольных структур характерна для крыльев, обладающих стреловидностью, что было показано в работе [10]. С увеличением скорости набегающего потока происходит увеличение размеров продольной структуры в трансверсальном направлении. Кроме того, продольные структуры набегающего потока также становятся более выраженными. S-образность продольной структуры является следствием существования поперечного течения на стреловидном крыле.

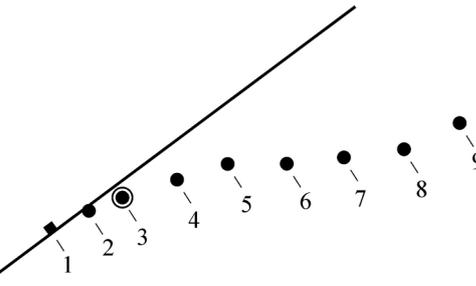
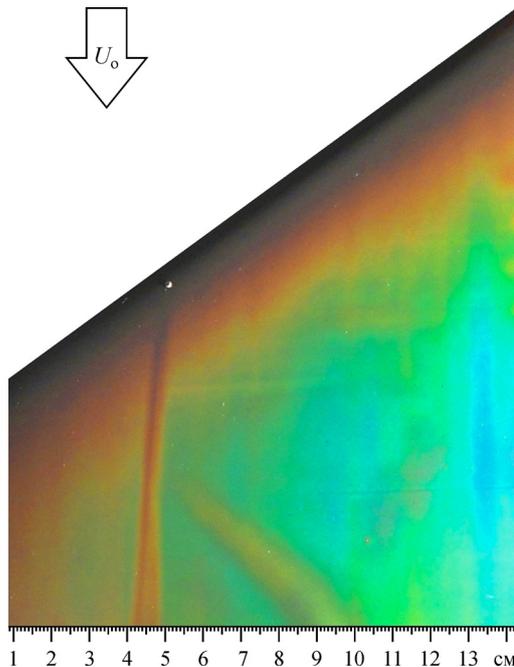


Рис. 11. Визуализация пристенного течения за элементом шероховатости при $U_0 = 15,1$ м/с.

Выводы

Проведено исследование обтекания наветренной стороны модели стреловидного крыла с установленными на ее поверхности генераторами возмущений. В качестве генераторов возмущений использовались малоразмерные элементы шероховатости, высота которых была сопоставима с высотой пограничного слоя. С помощью методики жидкокристаллической термографии получены картины визуализации пристенного течения при наличии и в отсутствие трехмерного элемента шероховатости. Также с помощью метода термоанемометрии получены количественные данные о структуре пограничного слоя при разных скоростях набегающего потока. Показано, что на крыле в отсутствие элементов шероховатости формируются продольные структуры, которые увеличиваются в поперечном размере с увеличением скорости набегающего потока. Исследовано влияние высоты шероховатости на структуру пограничного слоя. Установлено, что шероховатость, выступающая из пограничного слоя, генерирует максимально интенсивную продольную структуру в сравнении с более низкими элементами. Для рассматриваемой конфигурации стреловидного крыла определена область максимальной восприимчивости на поверхности крыла. Расположение элемента шероховатости в этой области приводит к формированию максимально интенсивной продольной структуры. Местоположение данной области сохраняется для всех режимов скоростей набегающего потока, представленных в настоящей работе. По результатам эксперимента также получены картины визуализации течения за трехмерным элементом шероховатости высотой 0,98 мм, расположенным в области максимальной восприимчивости. При всех режимах обтекания обнаружено отклонение от нормали и искривление формы продольной структуры. Такая форма, вероятно, является начальной частью общего S-образного вида при движении вниз по потоку.

Авторский коллектив выражает благодарность Г.М. Жарковой и В.Н. Коврижиной за предоставленные жидкокристаллические покрытия для проведения визуализации.

Список литературы

1. **Bippes H.** Basic experiments on transition in three-dimensional boundary layers dominated by crossflow instability // Progress in Aerospace Sci. 1999. Vol. 35, No. 4. P. 363–412.
2. **Козлов В.В., Грек Г.Р., Литвиненко Ю.А., Толкачев С.Н., Чернорай В.Г.** Экспериментальные исследования локализованных возмущений и их вторичной высокочастотной неустойчивости в пограничном слое плоской пластины, прямого и скользящего крыла (обзор) // Вестник НГУ. Сер. Физика. 2014. Т. 9, № 4. С. 39–64.
3. **Chernoray V.G., Kozlov V.V., Löfdahl L., Chun H.H.** Visualization of sinusoidal and varicose instabilities of streaks in a boundary layer // J. Visualization. 2006. Vol. 9, No. 4. P. 437–444.
4. **Carpenter A.L., Saric W.S., Reed H.L.** Roughness receptivity in swept-wing boundary layers — experiments // Intern. J. Engng Systems Modelling and Simulation. 2010. Vol. 2, No. 1/2. P. 123–128.
5. **Pavlenko A.M., Zanin B.Yu., Katasonov M.M.** Flow around a small-sized UAV model in a turbulent trace // XIX Intern. Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018) (Novosibirsk, Russia, 13–19 Aug., 2018): AIP Conference Proceedings. S. I. 2018. Vol. 2027, No. 1. P. 040004-1–040004-7.
6. **Толкачев С.Н., Каприлевская В.С., Козлов В.В.** Роль двумерной шероховатости в процессе ламинарно-турбулентного перехода в области благоприятного градиента давления на скользящем крыле // Вестник НГУ. Сер. Физика. 2014. Т. 9, № 4. С. 65–73.
7. **Жаркова Г.М., Коврижина В.Н., Хачатурян В.М.** Экспериментальное изучение дозвуковых течений методом жидкокристаллической термографии // Прикладная механика и техническая физика. 2002. Т. 43, № 2. С. 122–128.
8. **Корнилов В.И.** Пространственные пристенные турбулентные течения в угловых конфигурациях. 2-е изд., перераб. и доп. Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013. 431 с.
9. **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 (The Visualization Soc. of Japan). 2002. Vol. 5, No. 2. P. 169–176.
10. **Павленко А.М., Катасонов М.М., Козлов В.В.** Экспериментальное исследование импульсного воздействия мембраны на пограничный слой скользящего крыла // Сибирский физический журнал. 2018. Т. 13, № 3, С. 7–15.

*Статья поступила в редакцию 19 декабря 2019 г.,
после доработки — 7 февраля 2020 г.,
принята к публикации 10 февраля 2020 г.*