

УДК 532.526

С. Н. Толкачев, В. Н. Горев, В. В. Козлов

Институт теоретической и прикладной механики
им. С. А. Христиановича СО РАН
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия

Новосибирский государственный университет
ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия

E-mail: fumitokser@gmail.com

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗНИКНОВЕНИЯ И РАЗВИТИЯ СТАЦИОНАРНЫХ И ВТОРИЧНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ В ОБЛАСТИ БЛАГОПРИЯТНОГО ГРАДИЕНТА ДАВЛЕНИЯ НА СКОЛЬЗЯЩЕМ КРЫЛЕ *

В работе использована комбинированная методика жидкокристаллической термографии и термоанемометрических измерений, позволившая проследить развитие стационарного возмущения с момента образования и до перехода в нелинейную стадию. Показано, что за цилиндрической шероховатостью формируется пара стационарных вихрей, модифицирующих пограничный слой, дополнительно его дестабилизируя. При этом имеется область максимальной восприимчивости к положению шероховатости, которая в эксперименте располагалась на некотором расстоянии от линии растекания. При достаточной амплитуде стационарного возмущения в области его ядра зарождаются и развиваются вторичные возмущения, которые приводят к ламинарно-турбулентному переходу. При этом вторичные возмущения легко возбуждаются акустикой и достигают амплитуд в сотни раз больших, чем в естественном случае.

Ключевые слова: неустойчивость поперечного течения, вторичная неустойчивость, термоанемометрия, метод жидкокристаллической термографии, трехмерный пограничный слой, скользящее крыло, шероховатость.

Введение

Проблема снижения сопротивления воздуха летательных аппаратов делает актуальной задачу ламинаризации пристенного течения на несущих поверхностях. Наибольший интерес представляет процесс ламинарно-турбулентного перехода на скользящем крыле.

В отличие от двумерного пограничного слоя прямого крыла, для которого характерна неустойчивость Толлмина – Шлихтинга, пограничный слой скользящего крыла имеет трехмерную структуру из-за непараллельности вектора скорости набегающего потока вектору градиента давления и проявления вязкости среды. Таким образом, можно выделить продольную и поперечную составляющие скорости в пограничном слое скользящего крыла. Профиль поперечной компоненты (Cross-Flow) скорости имеет

точку перегиба, что позволяет, опираясь на теорему Рэлея и экспериментальный опыт, считать его неустойчивым. Согласно современным представлениям о переходе к турбулентности на скользящем крыле, в условиях благоприятного градиента давления вблизи передней кромки крыла в пограничном слое возникает неустойчивость поперечного течения [1; 2], которая проявляется в виде продольных вихрей, модифицирующих среднее течение [3; 4]. Это еще больше дестабилизирует пограничный слой и способствует возникновению вторичных высокочастотных возмущений [5], нарастающих вдоль по потоку, которые, в конечном счете, приводят к ламинарно-турбулентному переходу.

В настоящее время процессы развития продольных вихрей и их вторичной неустойчивости в области нейтрального градиента давления изучены достаточно хорошо

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 12-01-31347).

ввиду простоты исследования над плоской поверхностью [6; 7]. Однако существует пробел в понимании процессов в области благоприятного градиента давления при наличии изолированной шероховатости на передней кромке скользящего крыла. В работе [8] впервые исследованы вторичные возмущения в области благоприятного градиента давления как в естественном случае, так и в случае их возбуждения акустикой. В работе [9] стационарные вихри возбуждались массивом из регулярных шероховатостей, однако отсутствуют данные о ранних этапах стационарных возмущений непосредственно за шероховатостями.

Данная работа посвящена экспериментальному исследованию поведения стационарных вихревых возмущений за изолированной шероховатостью в окрестности передней кромки скользящего крыла, включая ранние этапы развития возмущений – сразу за шероховатостью. Изучен процесс возникновения и динамика роста вторичных возмущений, их фазовые и частотные характеристики.

Методики

Условия измерений. Эксперимент проводился в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики СО РАН с поперечным сечением рабочей части $1\,000 \times 1\,000$ мм и длиной 4 000 мм. Степень турбулентности потока не превышала 0,03 %. Скорость набегающего потока изменялась в пределах $U_\infty = 8,1\text{--}10,9$ м/с, чтобы исследовать ее влияние на развитие вторичных возмущений. Остальные измерения проводились при скорости набегающего потока $U_\infty = 10,1$ м/с, в этом режиме были реализованы линейная и нелинейная стадии развития вторичных возмущений в области измерений. Величина скорости набегающего потока во время эксперимента контролировалась с помощью трубки Пито – Прандтля. Температура воздуха составляла 293 К.

В целях улучшения качества визуализации освещение рабочей части было дополнено двумя галогенными лампами по 100 Вт каждая, с рефлектором. Лампы были расположены так, чтобы освещение рабочей области передней кромки крыла при фотосъемке не давало бликов. Также при выборе

положения ламп принималось во внимание их влияние на течение в трубе.

Исследуемая модель. Исследования поведения стационарных вихрей и вторичных возмущений проводились на модели скользящего крыла с хордой $c_h = 400$ мм и углом скольжения $\chi = 45^\circ$, с возможностью изменения угла атаки (рис. 1). Для упрощения термоанемометрических измерений был выбран простейший крыловой профиль, образованный цилиндром радиусом $r = 40$ мм и двумя плоскостями. Такая конфигурация способствует формированию локального отрыва в области перехода цилиндрической части в плоскость даже при реализации благоприятного градиента давления. Отрыв пропал, когда угол атаки был больше $6,5^\circ$. С целью исключения переходных эффектов для эксперимента был выбран угол атаки крыла $7,2^\circ$. Для максимального подавления отрыва на нижней плоскости крыла использовался ряд локальных шероховатостей – турбулизаторов пограничного слоя. Возмущения, развивающиеся в пограничном слое стенок рабочей части, отсекались концевыми шайбами.

Методика введения возмущений. Стационарные возмущения возбуждались шероховатостью цилиндрической формы диаметром 1,6 мм и высотой 0,8 мм. Благодаря клейкому слою шероховатости ее можно было расположить в любой точке на модели скользящего крыла.

Возбуждение бегущих высокочастотных возмущений осуществлялось акустически с помощью динамика громкоговорителя, установленного в диффузоре аэродинамической трубы, ниже по потоку от рабочей части, на расстоянии 10 м от модели крыла. Громкоговоритель был подключен к генератору гармонических колебаний звуковой частоты и синхронизован с системой сбора данных.

Методика измерений. Для получения максимально полной картины течения в сжатые сроки в эксперименте одновременно использовались автоматизированная методика термоанемометрических измерений и метод жидкокристаллической термографии, что позволило отследить эволюцию стационарных возмущений от их зарождения до поздних стадий развития.

Модель располагалась горизонтально, ось X системы координат направлена вдоль потока, ось Z – вертикально вниз, ось Y перпендикулярна осям X, Z . Для удобства пред-

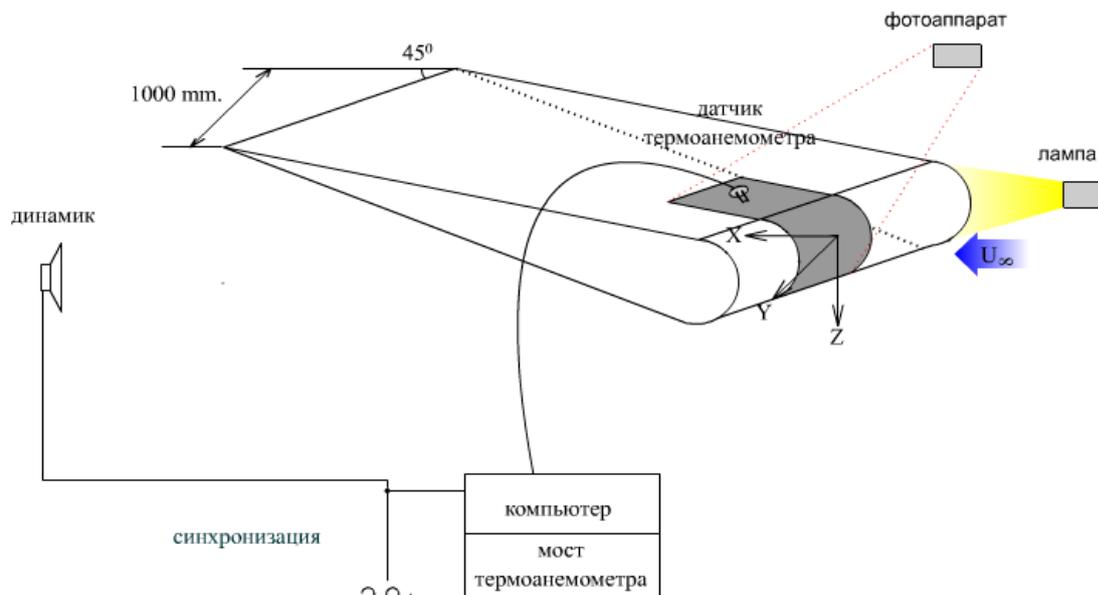


Рис. 1. Схема эксперимента по исследованию развития стационарной моды неустойчивости поперечного течения и вторичных возмущений

ставления данных использовалась ось X_w , которая по направлению совпадает с осью X . Начало координат Z, X_w лежит на оси цилиндра, из которого сформирована передняя кромка профиля крыла.

Измерения проводились однопровиточным датчиком термоанемометра постоянной температуры. Диаметр нити датчика составлял 6 мкм, длина – около 1 мм. Измерялись осциллограммы скорости $U(t)$ в различных точках пространства (x, y, z) . Скорость набегающего потока в рабочей части аэродинамической трубы измерялась насадком Пито – Прандтля, соединенным с электронным микроанемометром. Датчик термоанемометра тарировался в свободном потоке напротив трубки Пито – Прандтля при скоростях потока $0 \div 12$ м/с, так чтобы погрешность в определении средней скорости была менее 2%. Процесс тарировки и применяемое экспериментальное оборудование подробно описаны в работе [10].

Термоанемометрические измерения проводились над плоской частью крыла, что, с одной стороны, значительно сокращало время отдельного эксперимента, с другой – позволяло отследить возникновение и развитие вторичных возмущений. Над цилиндрической частью крыла были проведены только измерения толщины пограничного слоя скользящего крыла.

Для визуализации стационарной структуры пристенного течения использовался метод жидкокристаллической термографии: применялась термочувствительная пленка, подогреваемая омическим нагревателем так, чтобы попасть в рабочий диапазон пленки. При этом в зависимости от распределения теплоотдачи, появляются области с превышением и с дефектом температуры, по которым можно судить о наличии стационарных вихрей, областей ламинарно-турбулентного перехода, локальных отрывах. Картина визуализации фиксируется на цифровую фотокамеру. Более подробно с методикой можно ознакомиться в работе [11]. В данной работе, поскольку на исходной фотографии криволинейная поверхность затрудняет восприятие пространственного развития продольного возмущения, обработка изображения была дополнена специальной деформацией в среде Matlab, чтобы на выходе получить развернутое изображение, представленное в координатах поверхности, избавленное от пространственных искажений. Для реализации этой методики на поверхности модели фиксировался лист бумаги, на котором распечатаны черные точки с шагом 8 мм, и фотографировался. Затем лист бумаги убирался, и на поверхность устанавливалась шероховатость. После обработки изо-

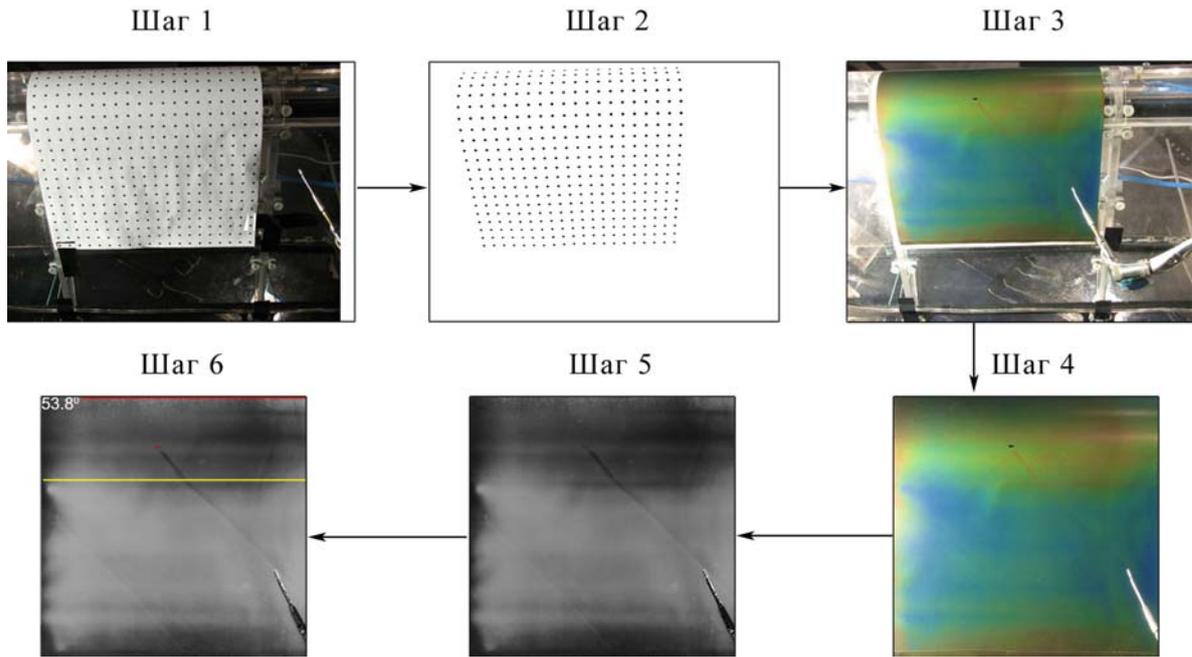
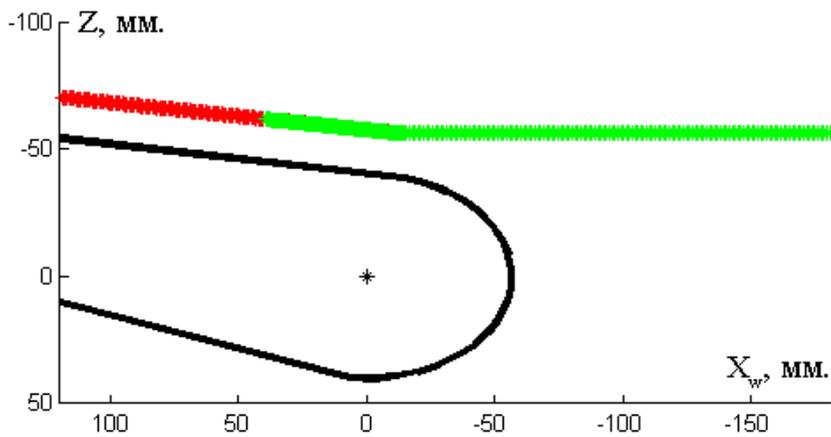
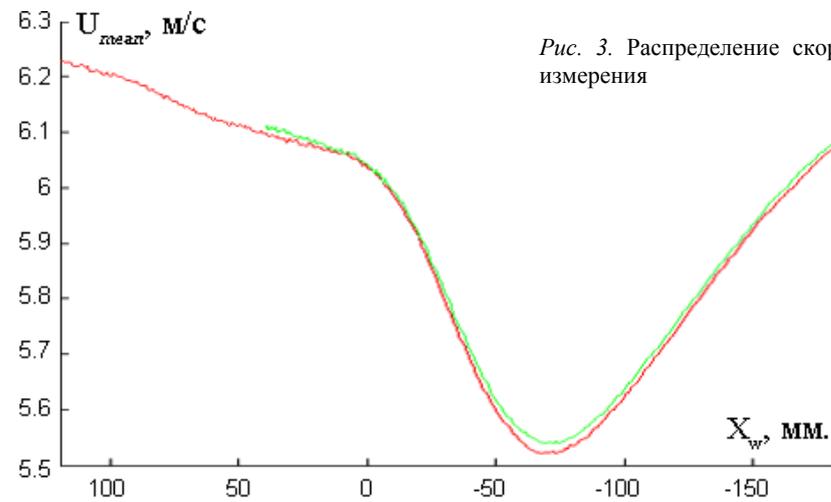


Рис. 2. Этапы получения развернутого изображения поверхности



бражения с черными точками появлялось представление о деформации получаемого с камеры изображения.

Этапы получения развернутых изображений показаны на рис. 2.

Шаг 1. Фиксация листа бумаги, на котором распечатаны черные точки с шагом 8 мм, и фотографирование.

Шаг 2. Отсеивание ненужной информации и соотнесение координат поверхности и координат изображения.

Шаг 3. Фотографирование результатов визуализации методом ЖКТ.

Шаг 4. Применение пространственного преобразования с использованием данных, полученных на шаге 2, для создания изображения в координатах поверхности (компенсация перспективных искажений и криволинейного характера поверхности).

Шаг 5. Применение преобразования цветового пространства RGB в цветовое пространство HSV с последующим выделением канала Hue (Цвет), несущего основную информацию в методе ЖКТ.

Шаг 6. Нанесение необходимых обозначений (красная линия – линия симметрии крылового профиля, желтая – линия перехода цилиндрической части профиля крыла в плоскую, красной точкой обозначено местоположение шероховатости, угол между положением шероховатости и линией симметрии крылового профиля).

Результаты измерений

Условия вне пограничного слоя. Сначала были проведены термоанемометрические измерения над рабочей плоскостью крыла вне пограничного слоя при двух положениях Y . Распределения скорости для этих положений хорошо согласуются друг с другом (рис. 3), поэтому можно говорить об отсутствии краевых эффектов. В распределении скорости наблюдается провал перед крылом, что вызвано двумя факторами: перегораживание потока и трансформация продольной составляющей скорости в поперечную. Важным результатом является реализация благоприятного градиента давления над верхней плоскостью крыла.

Измерения, проведенные в пограничном слое скользящего крыла, показали, что толщина вытеснения вдоль по потоку нарастает (рис. 4) и находится в пределах от 0,2 до 0,9 мм, что делает используемую шерохова-

тость большой, иначе говоря, ее размер порядка толщины пограничного слоя. Число Рейнольдса, вычисленное по толщине вытеснения, составляет в данных условиях $Re_{\delta^*} = 34 \div 370$.

Зарождение естественных вторичных возмущений. На передней кромке крыла была установлена шероховатость. Метод жидкокристаллической термографии показал возбуждение шероховатостью стационарного возмущения, конфигурация которого говорит о наличии пары продольных противовращающихся вихрей, причем амплитуда второго, расположенного дальше от линии растекания, преобладает над амплитудой первого. Термоанемометрические измерения, проведенные в трансверсальном направлении, при скорости набегающего потока $U_{\infty} = 10,1$ м/с (рис. 5), показали наличие одной области дефекта скорости и одной области превышения скорости. Такая конфигурация соответствует одному вихрю. Анализ спектров показал наличие высокочастотного пакета возмущения, причем его амплитуда максимальна в области между превышением и дефектом скорости, т. е. в ядре стационарного вихря. Таким образом, данный пакет является пакетом вторичных возмущений, развивающихся в течении, модифицированном стационарным вихрем.

Датчик термоанемометра был размещен в области ядра вихря, чтобы проследить влияние скорости на вторичные возмущения. Исследования показали, что до определенной скорости (рис. 6, а) набегающего потока пакет вторичных возмущений не проявляется. В нашем случае для располо-

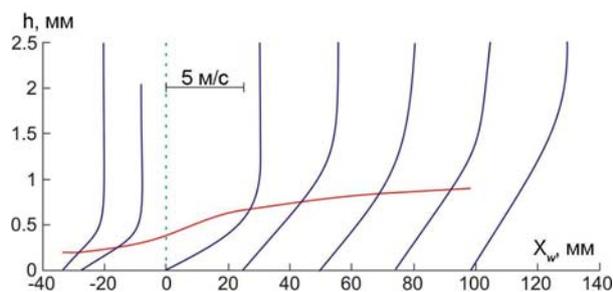


Рис. 4. Профили скорости и толщина вытеснения в пограничном слое скользящего крыла (красной линией обозначена толщина вытеснения, синей – профиль скорости; зеленой пунктирной линией – граница цилиндра)

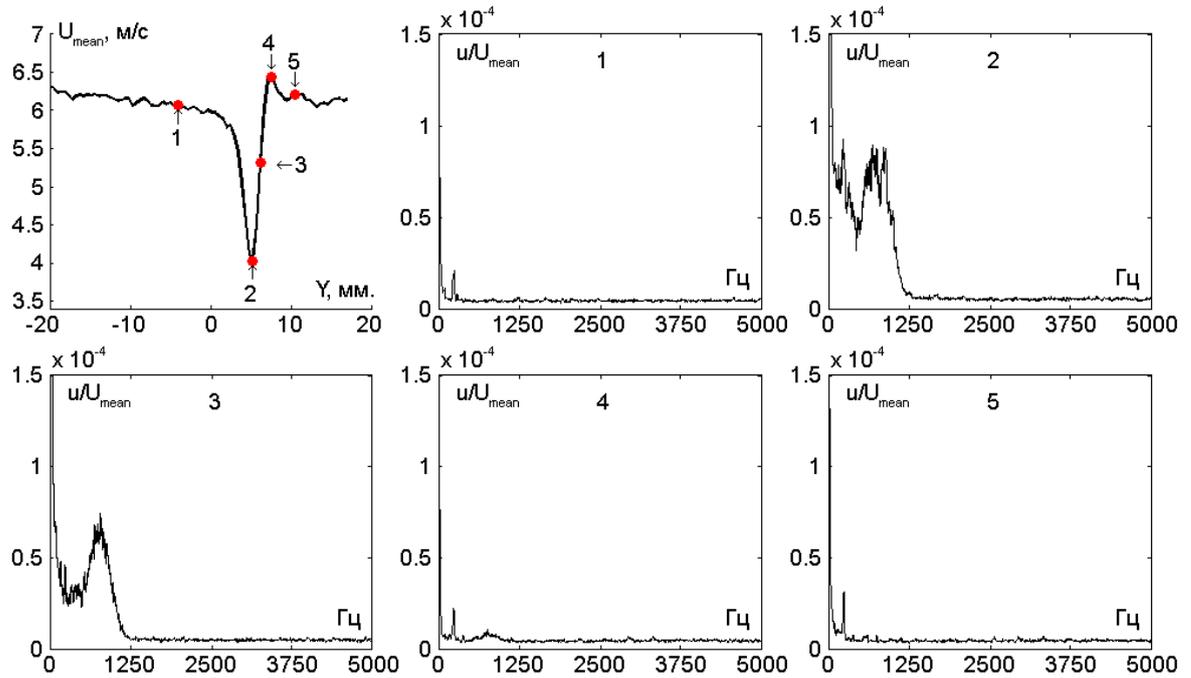


Рис. 5. Распределение скорости в трансверсальном направлении и спектры в точках при $X_w = 100$ мм и $U_\infty = 10,1$ м/с

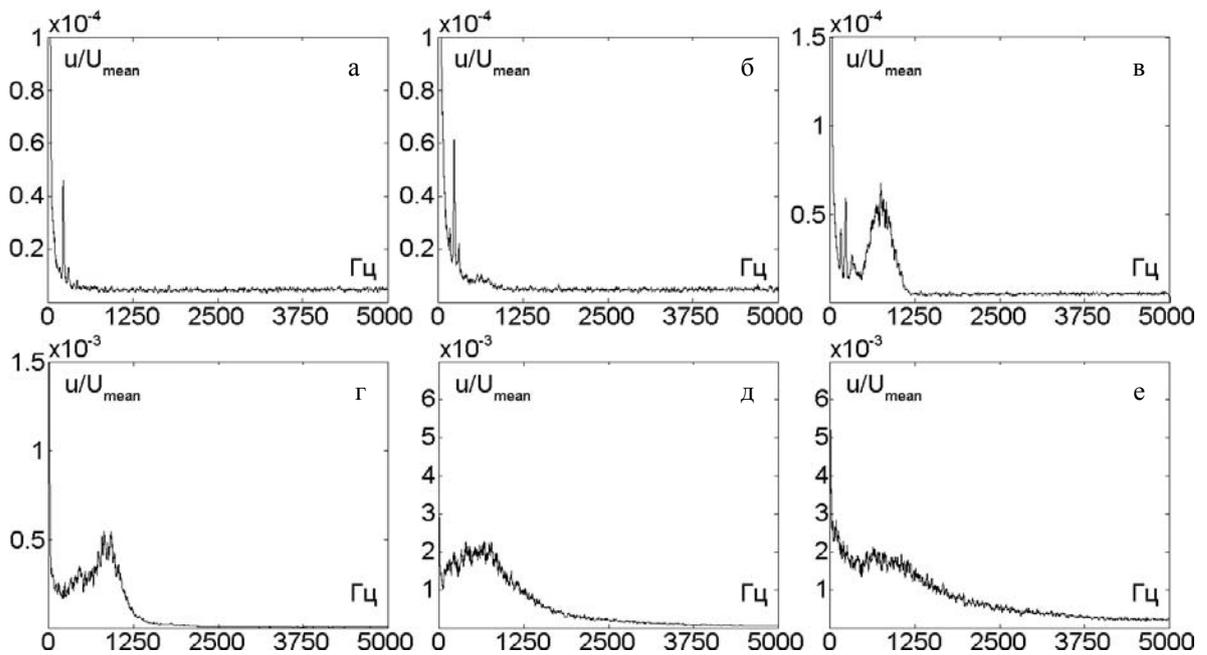


Рис. 6. Спектры пульсаций в области ядра вихря при скоростях набегающего потока $U_\infty = 8,1$ м/с (а), $U_\infty = 8,6$ м/с (б), $U_\infty = 9,1$ м/с (в), $U_\infty = 9,7$ м/с (г), $U_\infty = 10,2$ м/с (д), $U_\infty = 10,9$ м/с (е)

жения датчика термоанемометра на $X_w = 100$ мм эта скорость составляла $U_\infty = 8,1$ м/с. При увеличении скорости набегающего потока до $U_\infty = 9,1$ м/с происходит увеличение амплитуды возмущений без модификации формы спектра (рис. 6, в). Дальнейшее увеличение скорости приводит к модификации формы спектра, к наполнению низких частот (рис. 6, г, д) и, в конечном счете, к турбулизации течения (рис. 6, е). Таким образом, можно выделить линейную и нелинейную, приводящую к турбулентности, стадии развития пакета вторичных возмущений.

Возбуждение вторичных возмущений акустикой. Вторичные возмущения обладают высокой восприимчивостью к акустическому воздействию. Как показали исследования, амплитуда вторичных возмущений зависит линейно от напряжения, подаваемого на динамик громкоговорителя (рис. 7, а).

Если амплитуда возбуждаемой частоты превышает 1 % от скорости набегающего потока, то возникает такой нелинейный эффект, как появление гармоник кратной частоты. Надо отметить, что в естественном случае возмущения не достигают такой амплитуды, так как при превышении 0,015 % от скорости набегающего потока амплитудой естественного пакета происходит заполнение низких частот и переход к турбулентности.

Отдельно был рассмотрен режим с использованием акустического поля большой амплитуды. На рис. 8 представлены картины визуализации течения методом жидкокристаллической термографии для режимов с наложением акустики и без него. На начальных этапах развития стационарного возмущения влияния акустики не наблюдается. Затем выделяется резкое нарастание пульсаций вдоль по течению.

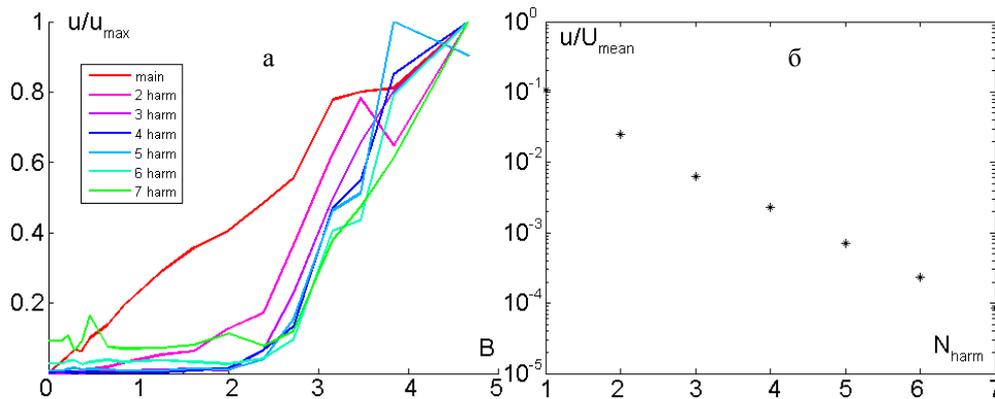


Рис. 7. Зависимость амплитуды вторичных возмущений, нормированной на максимальное значение, от напряжения на динамике громкоговорителя (а), зависимость амплитуды вторичного возмущения, нормированной на среднюю скорость, от номера гармоники при напряжении на динамике 4,8 В (б)

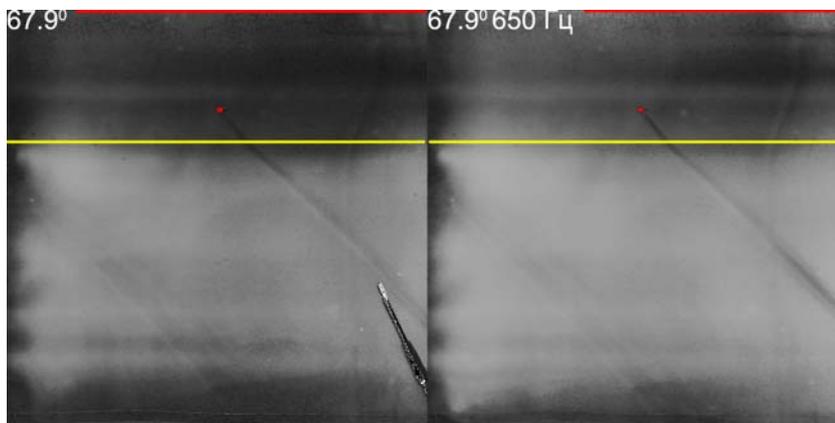


Рис. 8. Визуализация методом жидкокристаллической термографии влияния акустического поля большой амплитуды на структуру возмущений

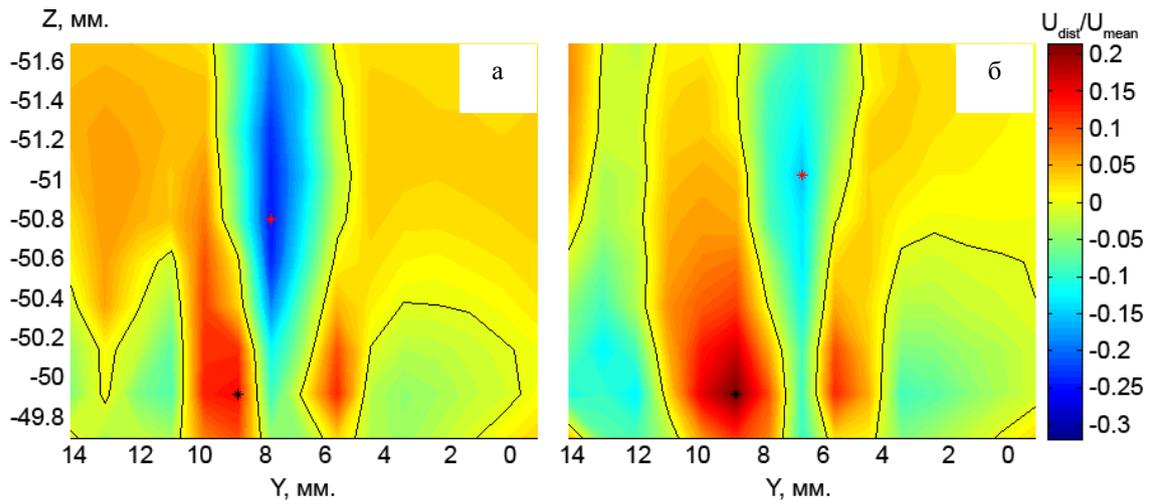


Рис. 9. Распределение возмущения скорости для режима без акустики (а) и с сильной акустикой (б) при $X_w = 95$ мм, при расположении шероховатости $\alpha = 67,9^\circ$ от линии симметрии крылового профиля

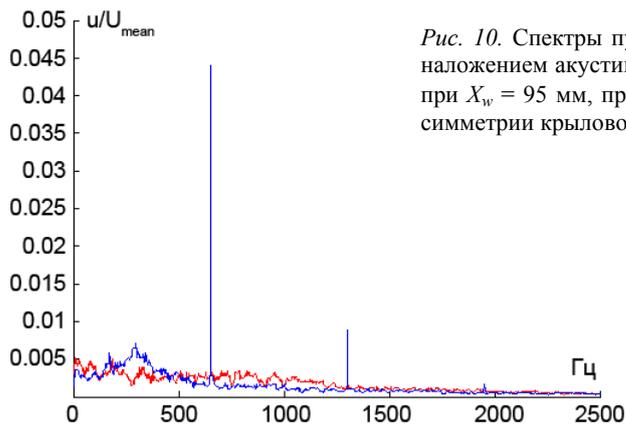


Рис. 10. Спектры пульсаций в области дефекта скорости для режима с наложением акустики (650 Гц, синяя кривая) и без нее (красная кривая) при $X_w = 95$ мм, при расположении шероховатости $\alpha = 67,9^\circ$ от линии симметрии крылового профиля

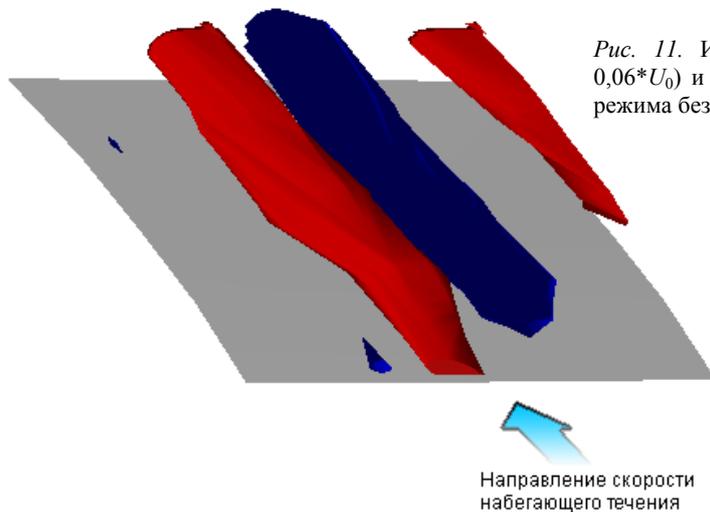


Рис. 11. Изоповерхности превышения (красным цветом, $0,06*U_0$) и дефекта (синим цветом, $-0,06*U_0$) скорости для режима без возбуждения вторичных возмущений акустикой

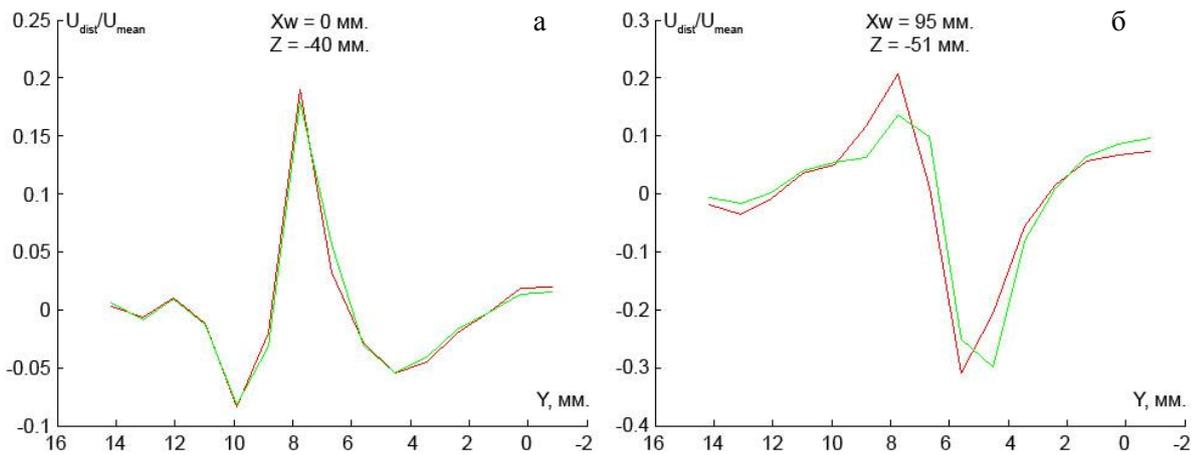


Рис. 12. Распределение возмущения скорости при $X_w = 0$ мм (а) и $X_w = 95$ мм (б) для режимов с наложением акустического поля частотой 650 Гц (зеленая кривая) и без наложения (красная кривая)

Согласно результатам термоанемометрии, акустика большой амплитуды способна перестроить среднее течение (рис. 9). Амплитуда превышения скорости увеличилась, в то же время амплитуда дефекта скорости уменьшилась. Скорее всего, это свидетельствует об увеличении расстояния от ядра вихря до стенки.

Анализ спектра в области дефекта скорости показывает наличие кратных гармоник (рис. 10). Кроме того, происходит наполнение низкочастотной составляющей спектра на половинной от задаваемой частоте.

Следующим шагом, стало исследование пространственного развития стационарного возмущения и волнового пакета высокочастотных вторичных возмущений в случае естественного развития и в случае возбуждения акустикой. Термоанемометрические измерения показали, что амплитуда стационарного возмущения нарастает вдоль по потоку. При этом акустика малой амплитуды не повлияла на среднее течение, что подтверждается хорошим совпадением полученных распределений возмущения скорости (рис. 12).

Из анализа спектров пульсаций видно, что пространственное развитие пакета вторичных возмущений так же, как и при простом увеличении скорости, проходит через линейную стадию, когда выделяется пакет вторичных возмущений и нарастает по амплитуде, сохраняя форму (рис. 13, б, в). Когда амплитуда достигает 0,015 % от скорости на внешней границе пограничного слоя, в дело вступают нелинейные эффекты с за-

полнением низких частот (рис. 13, з). Акустическое воздействие значительно усиливает одну моду (см. рис. 13, б, в). При этом ее амплитуда на порядки превышает амплитуду естественного пакета. Когда амплитуда усиленной моды превышает 1 %, она начинает модифицировать весь спектр (рис. 13, з), заполняя область частот от нуля до удвоенной частоты. В этом состоит отличие сценариев развития вторичных возмущений в естественном случае и в случае воздействия акустического поля.

Использование умеренного акустического воздействия позволило получить распределение амплитуды (рис. 14, а) и фазы (рис. 14, б) вторичного возмущения. Для возмущения частотой 651 Гц, была получена фазовая скорость $V_\phi/U_\infty = 0,5-0,55$, что соответствует длине волны $\lambda_x = 7,8-8,4$ мм. Амплитуда возмущения нарастает по закону, близкому к экспоненциальному, при движении вдоль по течению.

Влияние положения шероховатости на стационарное возмущение и развитие вторичных возмущений. На рис. 17 представлены картины визуализации методом жидкокристаллической термографии для различных положений шероховатости относительно линии симметрии крылового профиля. На начальном этапе развития стационарного возмущения принципиального различия не наблюдается, если не рассматривать вариант с шероховатостью, расположенной на плоской части крыла. За шероховатостью формируется пара противовращающихся вихрей, один из которых преобладает. При

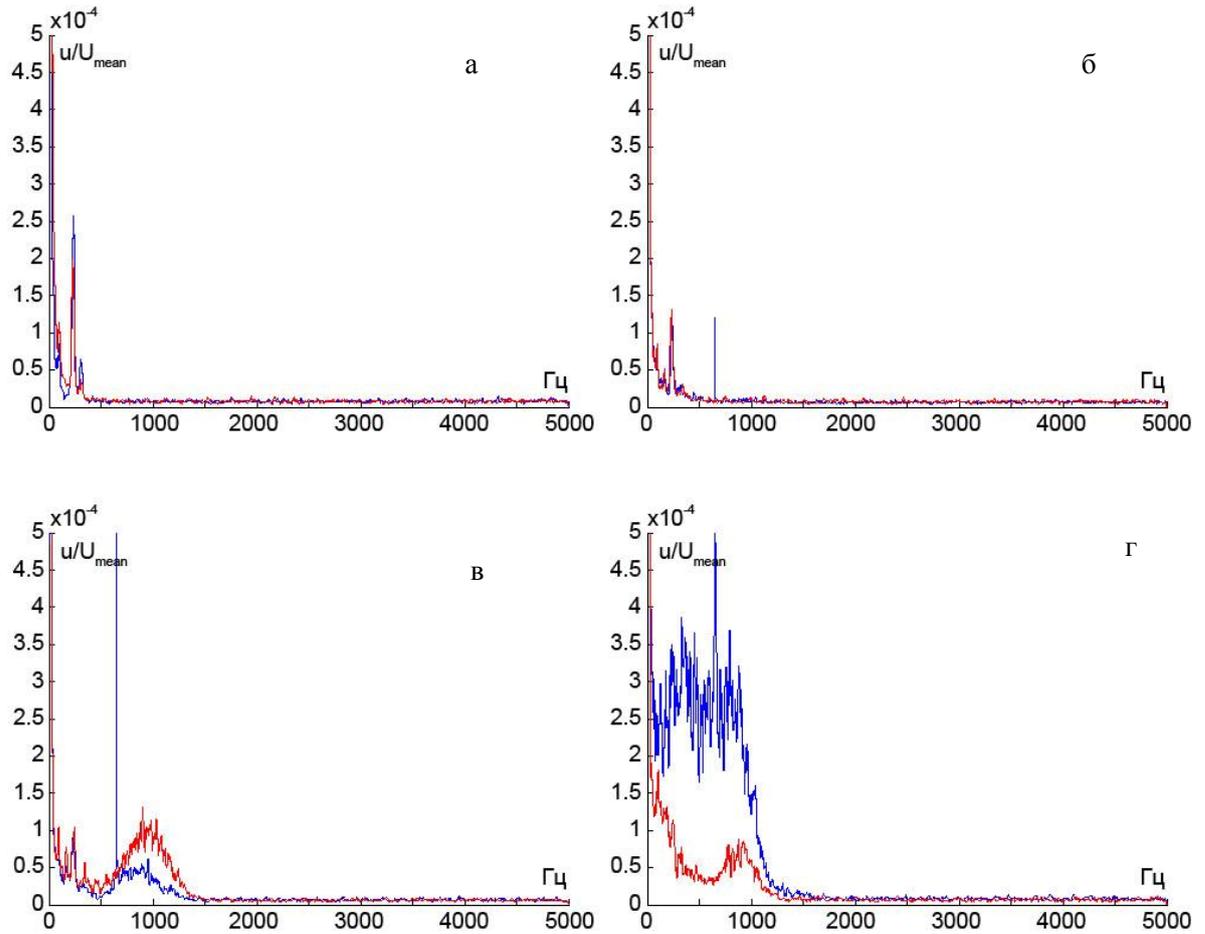


Рис. 13. Спектры пульсаций в области дефекта скорости для режимов с наложением акустического поля частотой 650 Гц (синяя кривая) и без наложения (красная кривая) при $X_w = 0$ мм (а), $X_w = 49$ мм (б), $X_w = 73,5$ мм (в), $X_w = 97,9$ мм (г)

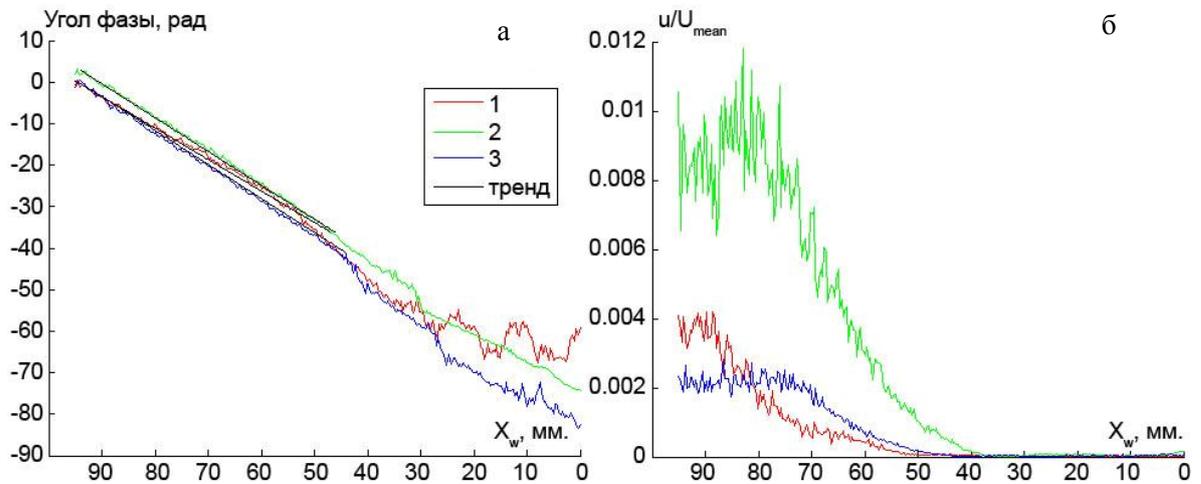


Рис. 14. Распределение фазы (а) и амплитуды (б) вторичных возмущений, возбужденных акустикой, по X_w для трех траекторий, близкорасположенных к ядру стационарного вихря

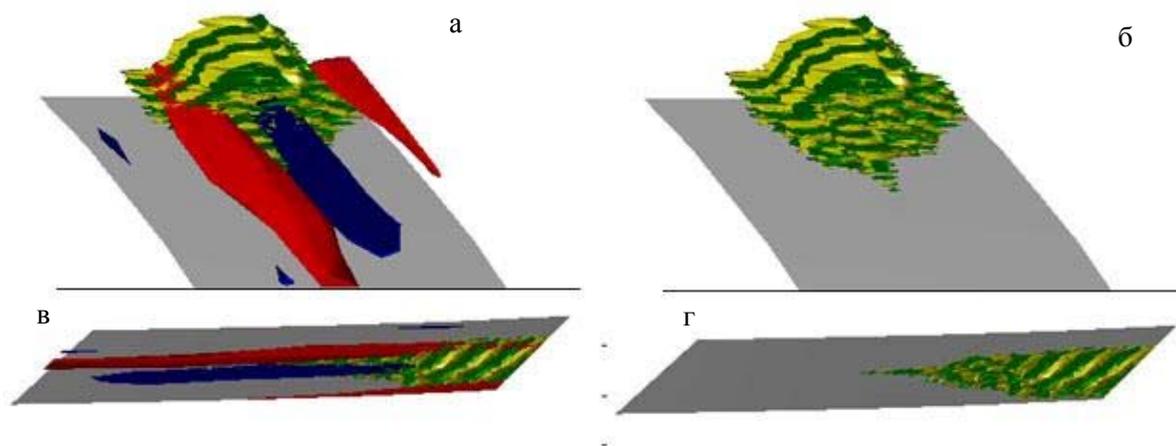


Рис. 15. Изоповерхности превышения (красным цветом, $0,06*U_0$) и дефекта (синим цветом, $-0,06*U_0$) скорости, а также мгновенные изоповерхности возмущения скорости вторичного возмущения ($3*10^{-4}*U_0$ – зеленым цветом; $-3*10^{-4}*U_0$ – желтым цветом) в различных ракурсах

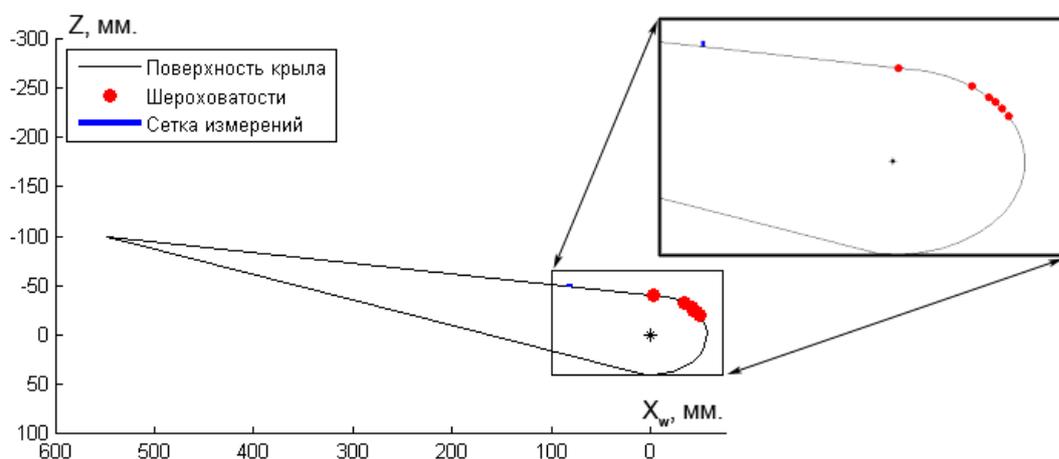


Рис. 16. Расположение шероховатостей на модели крыла

переходе стационарного возмущения с цилиндрической части крыла на плоскую наблюдается трансформация. Область превышения скорости, соответствующая слабому вихрю, перестает быть различимой, зато появляется новая область превышения, по другую сторону от дефекта, что соответствует зарождению нового вихря, который начинает преобладать над первоначальным (рис. 18). Увеличение угла расположения шероховатости от линии симметрии крылового профиля до $58,1^\circ$ приводит к усилению амплитуды стационарного возмущения на плоской части крыла. Расположение шероховатости на плоской части крыла сильно

ослабляет амплитуду стационарного возмущения, настолько, что след становится уже слабо заметен на картине визуализации.

Термоанемометрические измерения (рис. 19) позволили посмотреть на происходящие процессы с количественной точки зрения. Качественно, результаты совпадают с результатами визуализации методом жидкокристаллической термографии (см. рис. 17) – увеличение угла расположения шероховатости относительно линии симметрии крылового профиля до $58,1^\circ$ приводит к усилению амплитуды стационарного возмущения. Затем наступает перелом, при дальнейшем удалении шероховатости вниз

по потоку происходит ослабление. За шероховатостью, расположенной в плоской части крыла, формируется пара противорвращающихся вихрей, характерных для конфигурации, состоящей из двух областей дефекта скорости и одной области превы-

шения скорости, что не свойственно обтеканию шероховатости в пограничном слое передней кромки скользящего крыла.

Анализ спектров в области дефекта скорости показывает отсутствие волнового пакета в случае, когда амплитуда стационар-

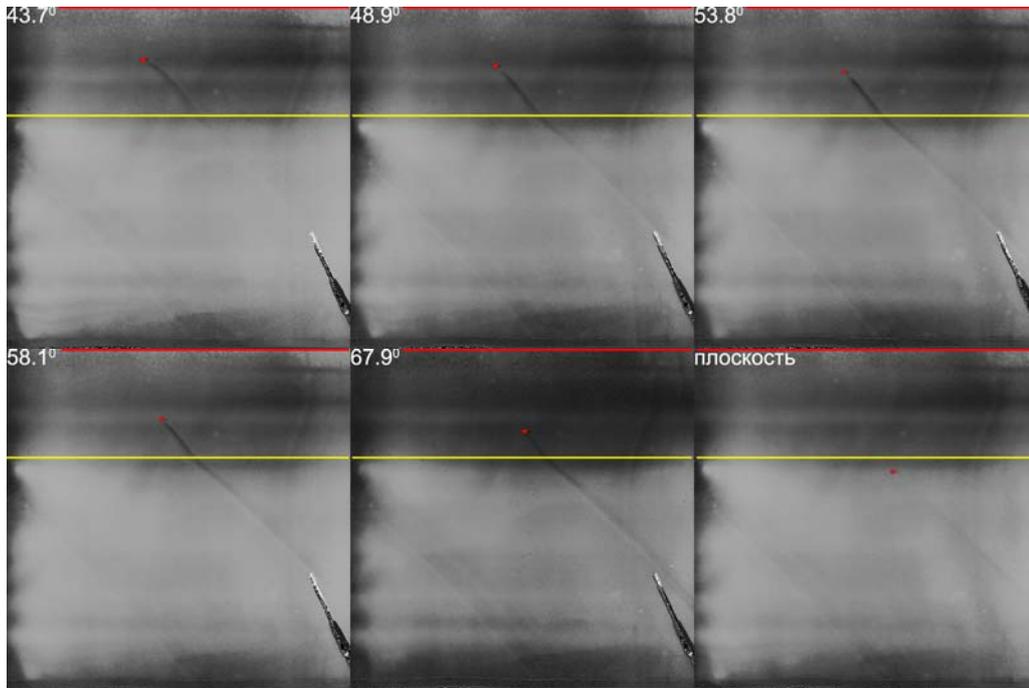


Рис. 17. Результат визуализации методом жидкокристаллической термографии для различных положений шероховатости на передней кромке скользящего крыла

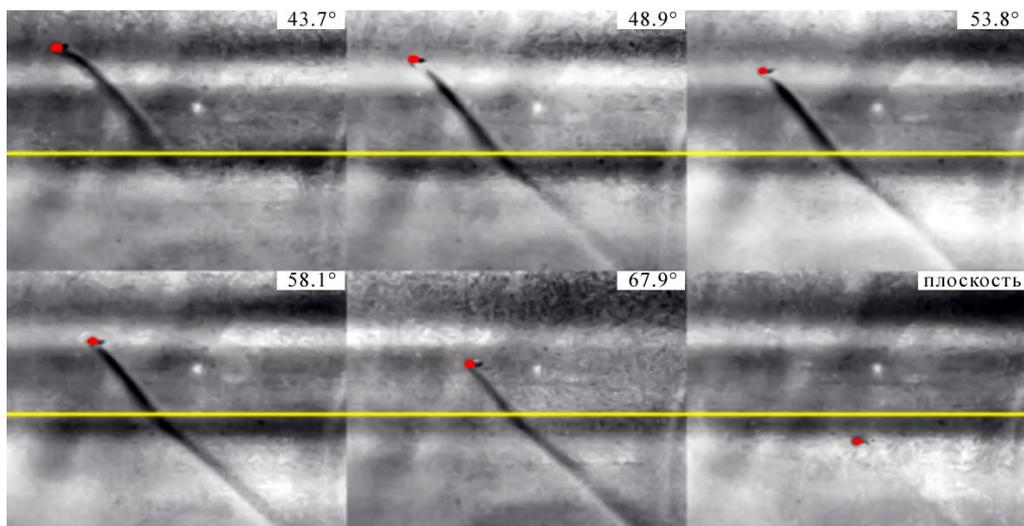


Рис. 18. Начальная стадия развития стационарного возмущения, полученная методом жидкокристаллической термографии для различных положений шероховатости на передней кромке скользящего крыла (получена из рис. 17 увеличением фрагментов и обработкой изображения в графическом редакторе для выравнивания светотеневого баланса)

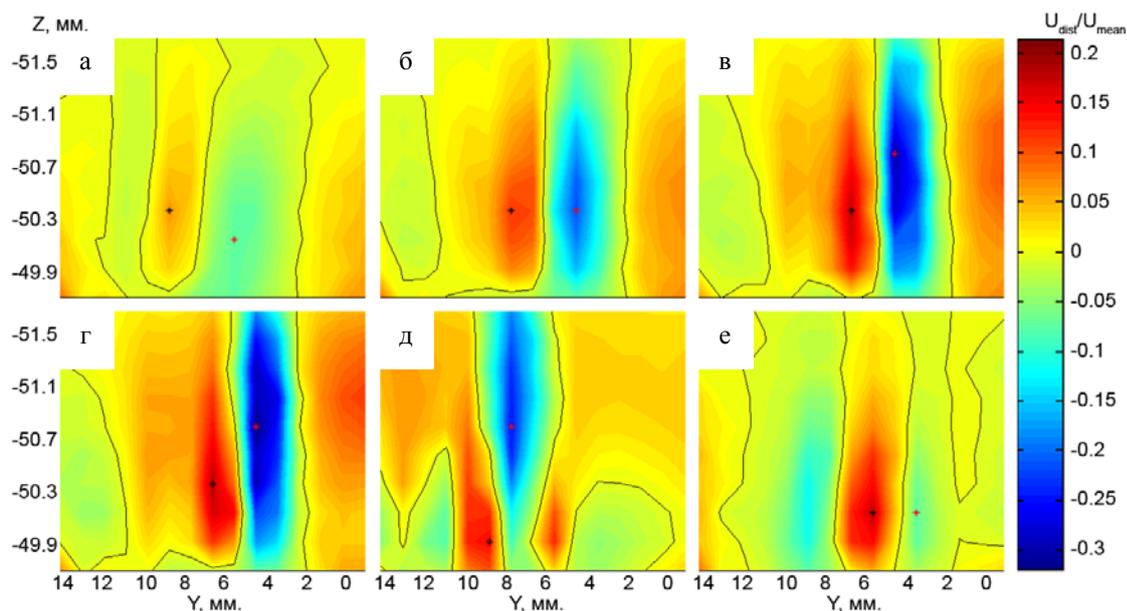


Рис. 19. Распределение возмущения скорости для различного положения шероховатости на передней кромке скользящего крыла относительно линии симметрии крылового профиля: $\alpha = 43,7^\circ$ (а), $\alpha = 48,9^\circ$ (б), $\alpha = 53,8^\circ$ (в), $\alpha = 58,1^\circ$ (г), $\alpha = 67,9^\circ$ (д), на плоской части крыла (е) при $X_w = 95$ мм

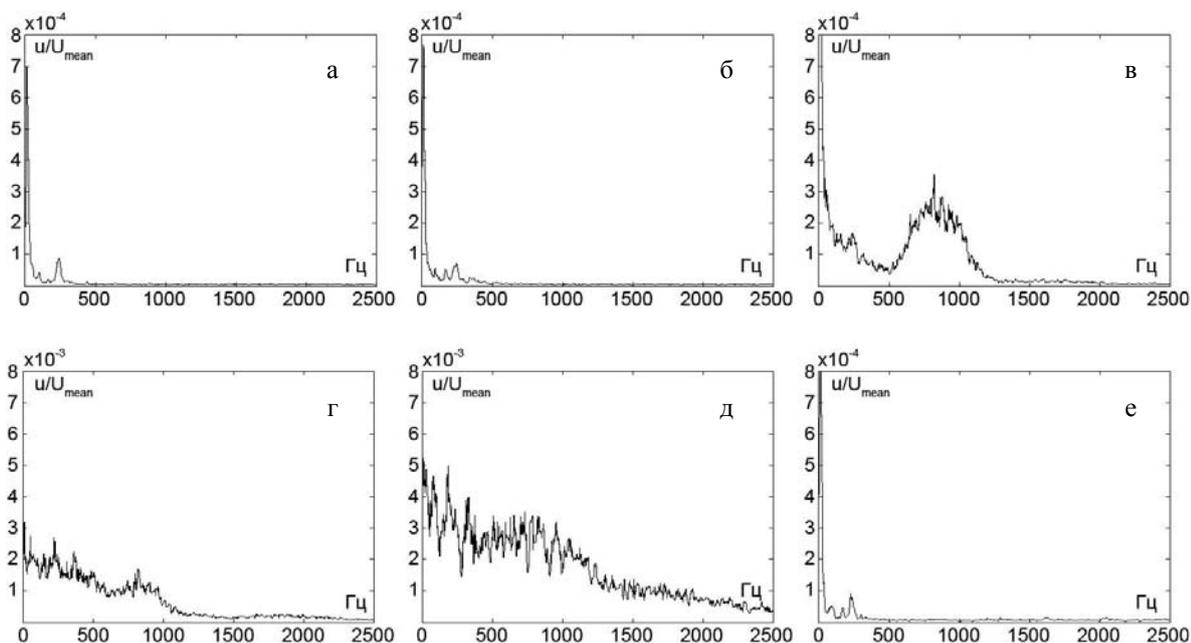


Рис. 20. Спектры в области дефекта скорости для различного положения шероховатости на передней кромке скользящего крыла относительно линии симметрии крылового профиля: $\alpha = 43,7^\circ$ (а), $\alpha = 48,9^\circ$ (б), $\alpha = 53,8^\circ$ (в), $\alpha = 58,1^\circ$ (г), $\alpha = 67,9^\circ$ (д), на плоской части крыла (е)

ного возмущения мала, что соответствует случаям, когда шероховатость расположена близко к линии растекания (рис. 20, а, б) или на плоской части крыла (рис. 20, е).

Восприимчивость течения, модифицированного стационарным вихрем, достигает максимума при расположении шероховатости на $67,9^\circ$ от линии симметрии крылового

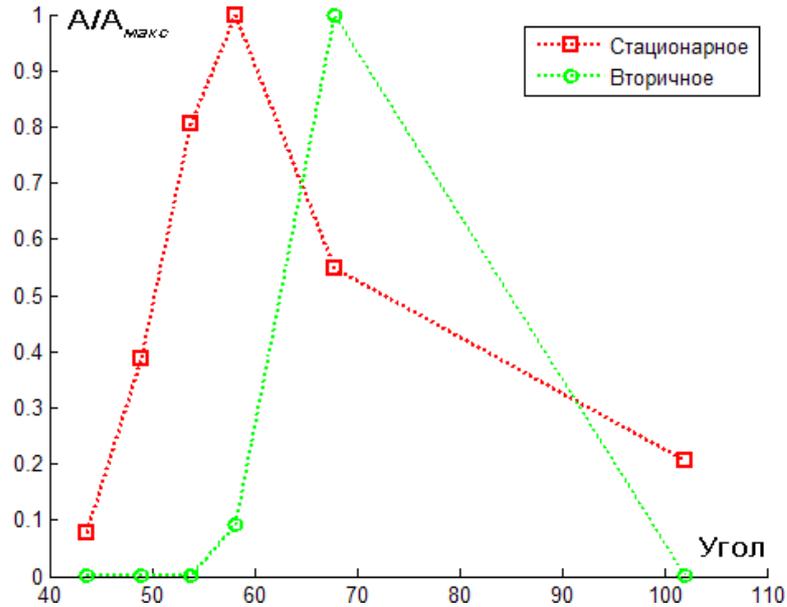


Рис. 21. Квадратичное отклонение возмущения скорости в зависимости от месторасположения шероховатости

профиля (рис. 20, д), это не соответствует области максимальной восприимчивости стационарных возмущений к шероховатости, что наглядно показано на сводном рис. 19.

На рис. 21 красным цветом показано распределение энергетической величины для стационарного возмущения, равной интегралу квадрата возмущения скорости по области измерения

$$\int_{S_{\text{измер}}} V_{\text{возмущ}}^2 dS.$$

Зеленым цветом показано распределение величины, равной интегралу по частотной составляющей в интервале 100–10 000 Гц и по области измерения, исключив, таким образом, постоянную составляющую, наводки и дрожания

$$\int_{S_{\text{измер}}} \int_{\nu=100\text{Гц}}^{10000\text{Гц}} V(\nu) d\nu dS.$$

Для обеспечения наглядности обе величины были разделены на их максимальное значение.

Выводы

В работе впервые исследовано поведение стационарных возмущений за изолирован-

ной шероховатостью, включая ранние этапы развития, в области благоприятного градиента давления.

Впервые показано, что область максимальной восприимчивости пограничного слоя к расположению шероховатости отстоит от линии растекания.

В области перехода с цилиндрической части крыла на плоскую наблюдается резкое подавление одного вихря и зарождение нового, который затем доминирует.

В области ядра вихря при достаточной амплитуде стационарного возмущения зарождается пакет вторичных возмущений, который нарастает вдоль по потоку по закону, близкому к экспоненциальному.

Исследована динамика развития вторичных возмущений вниз по потоку, получены амплитудные и фазовые характеристики возмущений. Показано, что акустическое воздействие выделяет одну моду, которая до амплитуды 1 % от скорости набегающего потока развивается, не влияя на остальной спектр.

Установлено, что сильное акустическое воздействие способно приводить к другому сценарию развития вторичных возмущений, когда усиленная мода вторичного возмущения еще больше модифицирует среднее те-

чение. При этом в спектральной картине появляются кратные гармоники

Список литературы

1. *Blackwelder R. F.* Analogies between Transitional and Turbulent Boundary Layers // *Phys. Fluids*. 1983. Vol. 27 (6). P. 1345–1347.
2. *Reed H. L., Saric W. S.* Stability of Three-Dimensional Boundary Layers // *Ann. Rev. Fluid Mech.* 1989. Vol. 21. P. 235–284.
3. *Orszag S. A., Patera A. T.* Secondary Instability of Wall-Bounded Shear Flows // *J. Fluid Mech.* 1983. Vol. 128. P. 347–385.
4. *Жигулев В. Н., Тумин А. М.* Возникновение турбулентности // *Динамическая теория возбуждения и развития неустойчивости в пограничных слоях*. Новосибирск: Наука, 1987.
5. *Kohama Y.* Some Expectation on the Mechanism of Cross-Flow Instability in a Swept-Wing Flow // *Acta Mech.* 1987. Vol. 66. P. 21–38.
6. *Бойко А. В., Козлов В. В., Сызранцев В. В., Щербаков В. А.* Экспериментальное исследование процесса перехода к турбулентности на одиночном стационарном возмущении в пограничном слое скользящего крыла // *ПМТФ*. 1995. Т. 36, № 1. С. 72–84.
7. *Chernoray V. G., Dovgal A. V., Kozlov V. V., Lofdahl L.* Secondary Instability of a Swept-Wing Boundary Layer Disturbed by Controlled Roughness Elements // *Journal of Visualization*. 2010. Vol. 13. P. 251–256.
8. *Kozlov V. V., Levchenko V. Ya., Sova V. A., Shcherbakov V. A.* Acoustic Field Effect on Laminar Turbulent Transition on a Swept Wing in the Favourable Pressure Gradient Region // *Fluid Dynamics*. 2003. Vol. 38. No. 6. P. 868–877.
9. *White E. B., Saric W. S.* Secondary Instability of Crossflow Vortices // *J. Fluid Mech.* 2005. Vol. 525. P. 275–308.
10. *Грек Г. Р., Катасонов М. М., Козлов В. В., Чернорай В. Г.* Моделирование «пафф»-структур в двух- и трехмерных пограничных слоях. Новосибирск, 1999. (Препринт / РАН. Сиб. отд-ние. Ин-т теор. и прикл. механики; № 2-99).
11. *Толкачев С. Н., Горев В. Н., Жаркова Г. М., Коврижина В. Н.* Экспериментальные методики изучения структуры вихревых возмущений, порождаемых точечным вдувом, на передней кромке скользящего крыла // *Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика*. 2012. Т. 7, вып. 2. С. 66–79.

Материал поступил в редколлегию 26.03.2013

S. N. Tolkachev, V. N. Gorev, V. V. Kozlov

INVESTIGATION OF FORMATION AND DEVELOPMENT OF STATIONARY AND SECONDARY DISTURBANCES IN THE FAVOURABLE PRESSURE GRADIENT AREA ON THE SWEPT WING

In this work the combined technique of liquid-crystal thermography and thermoanemometry measurements is used to trace the stationary disturbance development from the moment of formation to the nonlinear stage transition. It has been shown that the pair of stationary vortices are formed after the cylindrical roughness element. These vortices modify a boundary layer and destabilize it. There is the area of maximal receptivity to the roughness location, which in the experiment was distant from the attachment line. If the stationary disturbance has enough magnitude in its core the secondary disturbances excite and lead to the laminar-turbulent transition. Secondary disturbances are sensitive to the acoustics and achieve the magnitude in hundred times higher than for the natural case.

Keywords: cross-flow instability, secondary instability, thermoanemometry, liquid-crystal thermography, three-dimensional boundary layer, swept wing, roughness.