

С. Н. Толкачев<sup>1,2</sup>, В. Н. Горев<sup>1,2</sup>, Г. М. Жаркова<sup>1</sup>, В. Н. Коврижина<sup>1</sup>

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

<sup>2</sup> Новосибирский государственный университет  
ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия

E-mail: gorev\_vasily@ngs.ru

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДИКИ ИЗУЧЕНИЯ СТРУКТУРЫ ВИХРЕВЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ, ПОРОЖДАЕМЫХ ТОЧЕЧНЫМ ВДУВОМ, НА ПЕРЕДНЕЙ КРОМКЕ СКОЛЬЗЯЩЕГО КРЫЛА

Приводятся результаты применения методов термоанемометрии на криволинейной поверхности и жидкокристаллической термографии для исследования устойчивости течения на передней кромке скользящего крыла. С помощью термоанемометрии получены количественные результаты о распределении возмущения скорости в пограничном слое вблизи линии растекания. Обнаружено уменьшение устойчивости пограничного слоя, модифицированного стационарным вихрем. Метод жидкокристаллической термографии позволил расширить область исследования до  $70^\circ$  по обе стороны от линии растекания, получить картины визуализации возмущенного течения для нескольких режимов вдува и показать влияние скорости вдува на размеры и траекторию стационарных возмущений, индуцированных вдувом. Результаты визуализации согласуются с результатами термоанемометрии.

*Ключевые слова:* скользящее крыло, неустойчивость поперечного течения, передняя кромка, визуализация, термоанемометрия, жидкокристаллическая термография, точечный вдув, продольные вихри.

### Введение

*Ламинарно-турбулентный переход на скользящем крыле.* Пограничный слой скользящего крыла имеет трехмерную структуру и состоит из продольной и поперечной составляющих. Профиль поперечной компоненты скорости имеет точку перегиба и, следовательно, неустойчив. Ламинарно-турбулентный переход на скользящем крыле происходит по следующему сценарию: в условиях благоприятного градиента давления вблизи передней кромки крыла в пограничном слое возникает неустойчивость поперечного течения (cross-flow) [1; 2], которая проявляется в виде продольных вихрей, модифицирующих среднее течение [3; 4]. В результате в пограничном слое появляются области течения с перегибными профилями скорости, в которых возникают вторичные высокочастотные возмущения [5], нарастающие вдоль по потоку, которые

в конечном счете приводят к ламинарно-турбулентному переходу.

*Методы измерения на передней кромке.* Передняя кромка любого крыла представляет собой криволинейную поверхность, форма которой зависит от выбранного профиля, что значительно усложняет ее исследование.

Исследователи по-разному смотрят на выбор профиля для эксперимента. Одни выбирают реально использующиеся профили крыла, которые, по их мнению, вызывают больший интерес. Однако полученные характеристики течения будут свойственны только этому профилю. Другие исследователи используют в экспериментах скользящий цилиндр, которым в первом приближении и является любая передняя кромка. Для предотвращения отрыва с подветренной стороны устанавливают плоскости и турбулизаторы.

Следующей проблемой являются собственно измерения на передней кромке сколь-

зашего крыла. Термоанемометрические измерения требуют, чтобы нить становилась по касательной к поверхности, при этом будет измерена лишь одна компонента скорости. Двух- и тем более трехниточные датчики сильнее воздействуют на поток, и при этом значительно увеличивается объем, с которого снимается измерение, что неприемлемо для тонкого пограничного слоя вблизи линии растекания. Подход исследователей здесь также различается: одни используют фиксированные к поверхности датчики термоанемометра [6], другие – координатные устройства [7], автоматизация которых позволяет получать большое количество данных, но требует систем синхронизации и обратной связи.

Следует выделить визуализацию течения как способ исследования передней кромки. Методы сажемасляной визуализации и сублимации нафталина сами по себе являются возмущающими, так как меняют степень шероховатости поверхности, провоцируя образование стационарных вихрей. Кроме того, метод сажемасляной визуализации не позволяет получить информацию в отрывных областях и не обладает достаточной чувствительностью.

Метод жидкокристаллической термографии (ЖКТ) пригоден для визуализации распределения температур и/или тепловых потоков, отражающих структуру пристенного течения на модели из теплоизолятора [8; 9]. Он является интерактивным, позволяет во время эксперимента менять условия, практически не влияя на качество поверхности, но при этом может оказать тепловое воздействие на поток.

Использование шероховатостей в экспериментах по исследованию устойчивости пограничного слоя наталкивается на следующую трудность: во время эксперимента тяжело менять размер и форму шероховатости. В этой ситуации становится привлекательным другой способ возбуждения стационарных вихрей – выдув через маленькое отверстие. Эксперименты [10–12] подтверждают образование в пограничном слое пары стационарных вихрей от одной струи. Поскольку шероховатость также возбуждает пару противовращающихся вихрей, то можно провести некоторую аналогию между ней и точечным вдувом. В то же время вдув является более удобным инструментом для исследования устойчивости пограничного

слоя, так как появляется возможность гибко регулировать скорость вдува, моделируя шероховатости различного размера. Подключенный к пневмотрассе динамик громкоговорителя позволяет вводить высокочастотные возмущения через имеющееся отверстие независимо от работы компрессора.

Следует отметить, что физика возбуждения стационарных вихрей шероховатостью и струйкой воздуха отличается. Шероховатость моделируется слабым вдувом. Увеличение силы вдува может привести к усложнению картины течения.

Цель данной работы – установить влияние точечного вдува на течение вблизи передней кромки скользящего крыла и установить его пригодность в качестве источника возмущений, моделирующего одиночную шероховатость, с использованием методики автоматизированной термоанемометрии и метода жидкокристаллической термографии.

### **Исследование передней кромки скользящего крыла**

*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 при термоанемометрических измерениях составляла  $U_\infty = 4,2$  м/с, а при визуализации методом ЖКТ изменялась в пределах  $U_\infty = 3,4 \div 9,4$  м/с и контролировалась с помощью трубки Пито – Прандтля. Температура воздуха составляла 22 °С.

В целях улучшения качества визуализации освещение рабочей части было дополнительно 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.* Для исследований на передней кромке была изготовлена специальная модель скользящего крыла из органического стекла толщиной 5 мм с хордой

$c_h = 400$  мм и углом скольжения  $\chi = 45^\circ$  с плавно изменяемым углом атаки (рис. 1). Поскольку модель предназначена только для исследований на передней кромке, выбран простейший крыловой профиль, образованный цилиндром и двумя плоскостями. Физически передняя кромка любого крыла – это во втором приближении цилиндр, что позволяет нам упростить измерения и обобщать результаты эксперимента на любой другой профиль. Для предотвращения отрывов пограничного слоя, вызывающих пульсации течения в областях выше по потоку, на областях максимального утолщения крыла (вдоль границ цилиндра с плоскостями) были установлены турбулизаторы. Возмущения, развивающиеся в пограничном

слое стенок рабочей части, отсекались концевыми шайбами.

На передней кромке крыла находилось отверстие диаметром  $d_{\text{отв}} = 0,5$  мм, соединенное с компрессором с помощью пневмотрассы. Отверстие было расположено так, чтобы при нулевом угле атаки оно совпадало с точкой растекания набегающего потока.

*Методика введения контролируемых возмущений.* Возмущение вводилось с помощью управляемого вдува через отверстие (см. рис. 1). Вдув производился с помощью компрессора, длительность регулировалась быстродействующим электромагнитным клапаном, синхронизированным с системой записи сигнала.

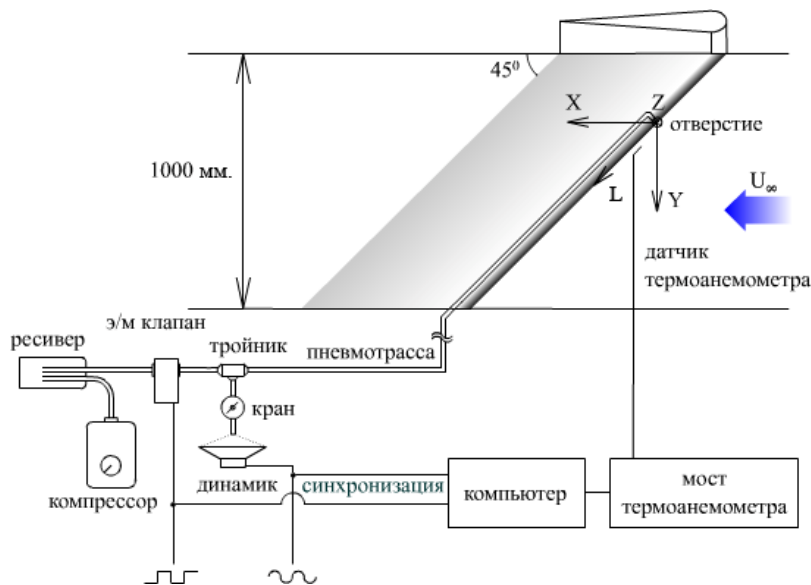


Рис. 1. Схема эксперимента по исследованию влияния струи на течение вблизи линии растекания с использованием термоанеметрии

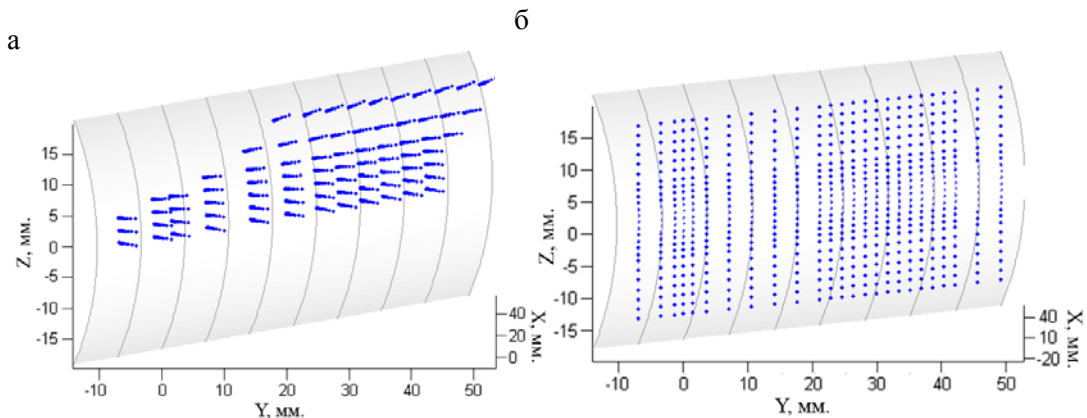


Рис. 2. Точки термоанеметрических измерений (синим цветом) на передней кромке скользящего крыла

Частота срабатывания клапана составляла 0,5 Гц, таким образом, в пограничный слой вводились квазистационарные продольные возмущения. Исследовались возмущения различной амплитуды вдува. Было реализовано два режима введения возмущений: с наложением на низкочастотный вдув высокочастотной составляющей и без наложения. Высокочастотные возмущения частотой 110, 160 и 210 Гц вводились в поток через тройник в пневмотрассе после электромагнитного клапана с помощью динамического громкоговорителя согласно методике, изложенной в [10; 11]. Отличие состояло лишь в том, что для генерации продольного возмущения использовался не динамик, а компрессор (см. рис. 1). Регулированием угла атаки  $\alpha$  около нуля достигалось различное положение  $d$  источника возмущений относительно линии растекания, соответственно менялось поведение исследуемых возмущений.

*Термоанемометрия.* Модель располагалась горизонтально (см. рис. 1), ось  $X$  системы координат направлена вдоль потока, ось  $Z$  – вертикально, по касательной к передней кромке крыла, ось  $Y$  – перпендикулярно осям  $X$ ,  $Z$ , начало координат либо находилось в центре отверстия, либо совпадало с проекцией этой точки на ось цилиндра. Кроме того, использовалась дополнительная ось  $L$ , направленная вдоль передней кромки вниз по потоку.

Измерения проводились однопиточным датчиком термоанемометра постоянной температуры. Диаметр нити датчика составлял 6 мкм, длина – около 1 мм. Измерялись и записывались в компьютер 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  $0 \div 6$  м/с, так чтобы погрешность в определении средней скорости была менее 2%. Процесс тарировки и применяемое экспериментальное оборудование подробно описаны в работе [12].

Осциллограммы сигнала с моста термоанемометра через аналого-цифровой преобразователь записывались в компьютер. С целью выделения низкочастотных возму-

щений для улучшения отношения сигнал / шум использовалось усреднение по ансамблю. Распределение амплитуды и фазы высокочастотных возмущений находилось с помощью Фурье-анализа.

В процессе измерений использовалось два подхода. Во-первых, измерялись профили скорости пограничного слоя в окрестности линии растекания, а также профили скорости по координате  $Z$  – касательной к цилиндру (рис. 2, б) на различных расстояниях от источника возмущений. Во-вторых, была разработана методика проведения измерений трехмерных полей скоростей с поворотом датчика термоанемометра вокруг своей оси при переходе по угловой координате, чтобы нить датчика располагалась по касательной к поверхности модели (рис. 2, а).

*Метод жидкокристаллической термографии.* На теплоотдачу от стенки влияет  $\partial U / \partial y$ , где  $U$  – местная скорость,  $y$  – координата, нормальная к стенке. Измеряя коэффициент теплоотдачи в каждой точке, можно определить местоположение ламинарно-турбулентного перехода, области отрыва потока, расположение стационарных возмущений и качественно следить за их амплитудой.

В аэродинамическом эксперименте жидкие кристаллы могут использоваться для визуализации как температуры, так и касательных напряжений [13]. В наших экспериментах использовались тонкопленочные жидкокристаллические покрытия на основе холестерических жидких кристаллов (или холестериков), нечувствительные к касательным напряжениям. В основе метода измерений лежит зависимость длины волны селективного отражения холестериков от температуры. В результате цвет пленки будет напрямую зависеть от температуры и углов наблюдения. При увеличении температуры цвет покрытия изменяется от коричнево-красного к сине-фиолетовому. Используя температурно-цветовые калибровки и калибровки для зависимости цвета (колориметрических координат) от угла, можно получить распределение температуры на исследуемой поверхности. Пленка имеет определенный рабочий температурный диапазон  $\Delta T$ , за пределами которого покрытие теряет свойство селективного отражения. При уменьшении рабочего диапазона пленка становится более чувствительной. Таким образом, для эксперимента необходимо

правильно подобрать параметры пленки. В нашем случае рабочий диапазон пленки составлял  $\Delta T = 3^\circ$ .

Для исследования квазистационарной пристенной структуры потока на передней кромке скользящего крыла с помощью омического нагревателя были реализованы граничные условия с постоянной плотностью теплового потока. Жидкокристаллическая пленка закреплялась слоем поверх нагревателя (рис. 3, 4).

Мощность омического нагревателя задавалась диммером так, чтобы вывести пленку на рабочий диапазон температур. В работе [14] установлено, что методический перегрев поверхности на  $10\text{--}15^\circ\text{C}$  не повлиял на поперечный масштаб структур. Получено хорошее соответствие результатов жидкокристаллической термографии и термоанемометрии. Совпадают масштабы структур.

Областям с высокой средней скоростью (теплоотводом) соответствуют области с низкой температурой поверхности и наоборот. Тем не менее желательно минимизировать перегрев поверхности путем подбора соответствующего начала рабочего диапазона пленки.

Так как удельная тепловая мощность постоянна, то при увеличении теплоотдачи температура жидкокристаллической пленки уменьшается, и, наоборот, при уменьшении теплоотдачи температура жидкокристаллической пленки увеличивается. При равномерной постоянной плотности теплового потока области одинаковой температуры (цвета) будут соответствовать областям одинаковой плотности теплового потока. Полученная цветовая визуализация (тепловой отпечаток структуры пристенного течения), записывается с помощью цифровой

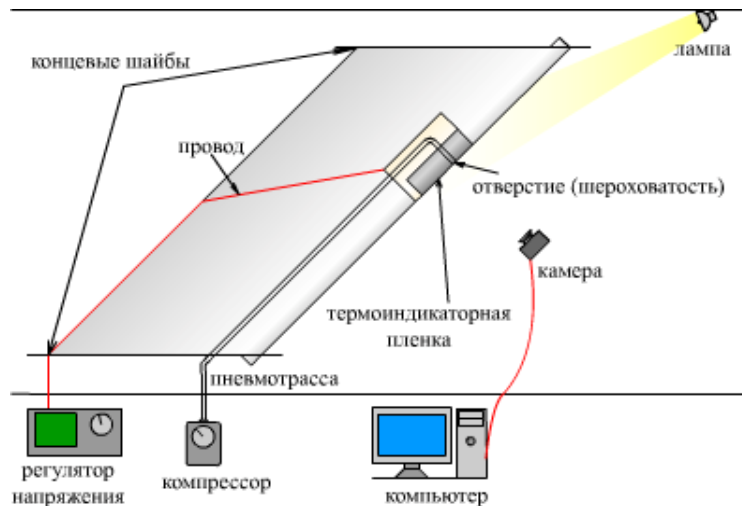


Рис. 3. Схема эксперимента по исследованию вихревых возмущений на передней кромке скользящего крыла с использованием метода жидкокристаллической термографии

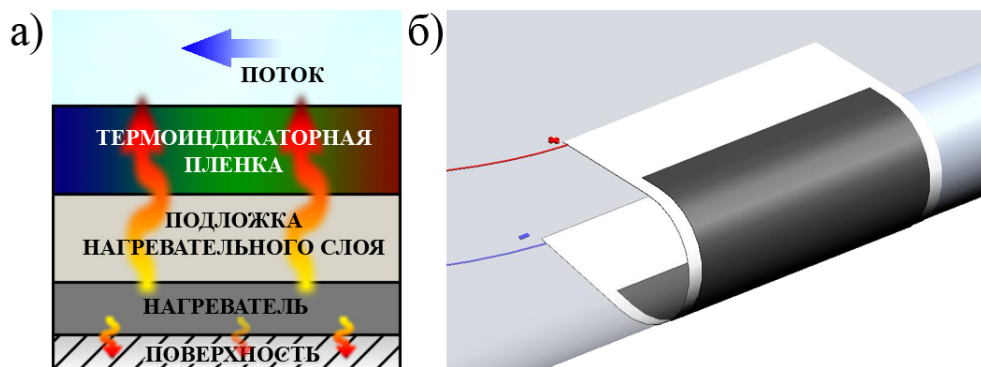


Рис. 4. Схема компоновки термоиндикаторного покрытия (а) и его расположения на передней кромке скользящего крыла (б)

камеры на компьютер, после чего может быть восстановлено поле температур.

Положение камеры выбиралось таким образом, чтобы минимизировать угловую зависимость цвета жидкокристаллической пленки и при этом максимально ее охватить, а сходящий с нее возмущенный след не повлиял на течение над исследуемым участком.

Выделим некоторые особенности метода жидкокристаллической термографии:

- информативная экспресс-диагностика и многоцветное использование;
- высокие пространственное разрешение и температурная чувствительность;
- модель из теплоизолятора для исключения растекания тепла или тепловая развязка на модели из металла;
- при дозвуковом обтекании с характерными малыми перепадами температур необходим качественный омический нагреватель с равномерным распределением тепловой мощности (неоднородность теплового потока можно контролировать по цвету ЖК покрытия в экспериментах без потока);
- необходимость в качественной цифровой камере для правильной цветопередачи и калибровка пленки в условиях эксперимента и получения количественных данных о температуре;
- инерционность выхода на стационарный режим прогрева конструкции крыла составляет порядка 20–30 минут;
- время отклика холестерических жидких кристаллов на ступенчатое тепловое воздействие составляет от 30 до 200 мс в зависимости от компоновки [15];
- наглядная визуализация стационарных возмущений.

Несмотря на имеющиеся ограничения, методика жидкокристаллических термоиндикаторных покрытий является весьма удобным инструментом качественного анализа стационарной структуры пристенного потока.

Обработка картин визуализации, которая будет далее именоваться методом вычитания, состояла из четырех этапов. Сначала обрезалась ненужная информация (данные, не относящиеся к области измерения). Для выделения возмущения вычислялась разница между возмущенной и невозмущенной картинами течения. Полученная картина обрабатывалась медианным фильтром с окном  $3 \times 3$  пикселя для избавления от высо-

кочастотного шума. Заключительный этап – нормировка по яркости.

### **Возникновение и ранние этапы развития вихревых структур**

*Условия возникновения и развития возмущений.* При вдуве через отверстие на передней кромке скользящего крыла формируется стационарное продольное вихревое возмущение скорости. Струйка воздуха, возникающая при вдуве в пристенной области, является препятствием для потока, т. е. существует некоторая аналогия с шероховатостью. В зависимости от взаимного расположения линии растекания и отверстия, с помощью которого реализуется вдув, возмущение распространяется на одну или на другую поверхность крыла. Регулировка скорости вдува позволяет менять амплитуду продольного возмущения, однако при этом меняется и его поведение, в частности траектория распространения. Это связано с тем, что течение в окрестности передней кромки сугубо трехмерное, при разных амплитудах вдува струйка из отверстия вылетает на разную высоту, где разное направление вектора скорости, соответственно возмущение сносится в разных направлениях, по крайней мере на начальном этапе развития. Также меняется величина создаваемого вдувом дефекта скорости, а значит, и интенсивность завихренности. Было рассмотрено два режима вдува:  $u/U_0 = 5\%$  (малая амплитуда) и  $u/U_0 = 8\%$  (большая амплитуда). Несмотря на незначительное отличие амплитуд, возмущения качественно различны. Взаимное расположение точки приложения возмущения и линии растекания выбирались такими, чтобы возмущение как можно дольше оставалось на передней кромке и при этом сваливалось преимущественно в одну сторону.

С целью определения условий течения, были проведены термоанемометрические измерения пограничного слоя на передней кромке скользящего крыла на линии растекания (рис. 5). Анализ полученных профилей скорости показал, что толщина пограничного слоя на передней кромке скользящего крыла остается постоянной и составляет  $\delta = 0,9$  мм при скорости набегающего потока  $U_\infty = 4,2$  м/с. Толщина вытеснения при этих условиях составляла  $\delta^* = 0,24$  мм, а скорость на верхней границе

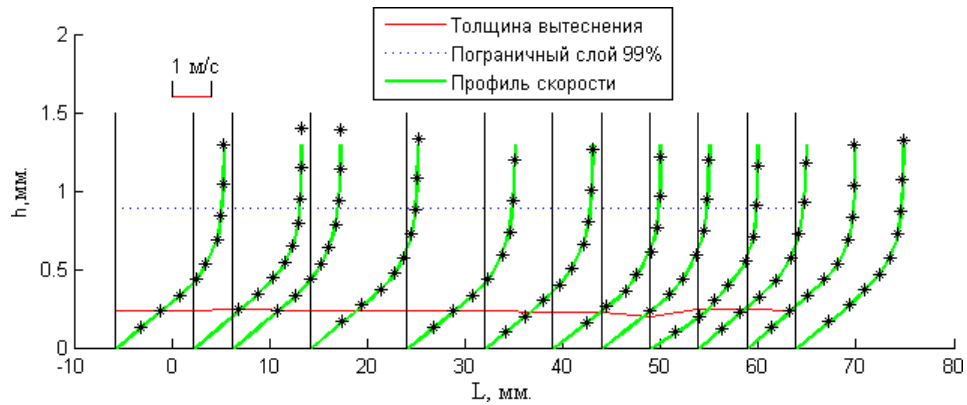


Рис. 5. Профили скорости, толщина вытеснения и 99 % толщина пограничного слоя на передней кромке скользящего крыла на линии растекания

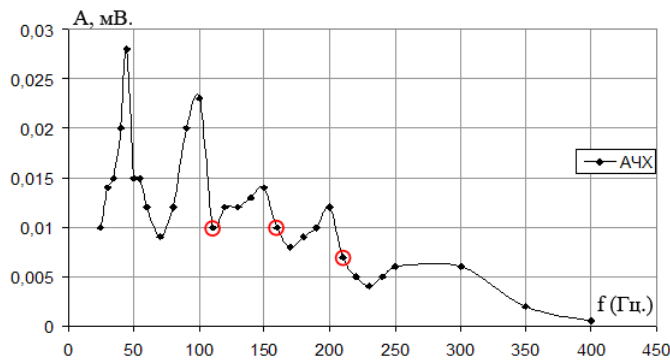


Рис. 6. Амплитудно-частотная характеристика системы компрессор – пневмотрасса – модель на расстоянии 5 мм от источника возмущений

пограничного слоя  $U_0 = 3,5$  м/с. Число Рейнольдса, вычисленное по толщине вытеснения, составляет в данных условиях  $Re = 58,6$ .

*Режим малых амплитуд.* Следующим шагом стала настройка пневмотрассы в режим малых амплитуд так, чтобы регистрируемые возмущения скорости вблизи источника возмущения явно выделялись на фоне шума, но были при этом минимальными. Дефект скорости на расстоянии 5 мм от источника возмущения при этом – 5 % от составляющей скорости вдоль передней кромки на верхней границе пограничного слоя. Затем поверх стационарного возмущения вводились высокочастотные возмущения различной частоты и исследовалась амплитудно-частотная характеристика системы компрессор – пневмотрасса – модель (рис. 6).

Частоты, кратные 50 Гц, давали максимумы, но с точки зрения шумности эти частоты являются неблагоприятными. Для дальнейших измерений были выбраны частоты, отстоявшие от резонансных: 110, 160 и 210 Гц.

Распределения возмущения скорости по  $Z$  в стационарном возмущении и в режиме с наложением высокочастотных возмущений вблизи и вдали от источника совпадают, т. е. бегущие возмущения не влияют на среднее течение, что говорит в пользу линейности вводимых высокочастотных возмущений (рис. 7).

Для более подробного анализа поведения квазистационарного возмущения и высокочастотных возмущений были проведены термоанемометрические измерения на плоской сетке, параллельной оси  $Z$  и передней кромке скользящего крыла, в режимах с высокочастотным возмущением и без него. После обработки данных были получены распределения стационарного возмущения скорости (рис. 8), амплитуды высокочастотного возмущения (рис. 9), среднеквадратичного отклонения естественных и искусственных высокочастотных возмущений.

Из анализа распределения стационарного возмущения скорости было показано, что в условиях эксперимента стационарное возмущение распространяется по обе стороны от линии растекания (см. рис. 8) При этом

происходит перераспределение энергии между двумя вихрями в соответствии с относительным расположением источника возмущений и линии растекания. В области измерений амплитуда стационарного воз-

мущения не имеет четко выраженного роста.

Введенные высокочастотные возмущения быстро затухают. Было установлено, что декремент затухания в возмущенной

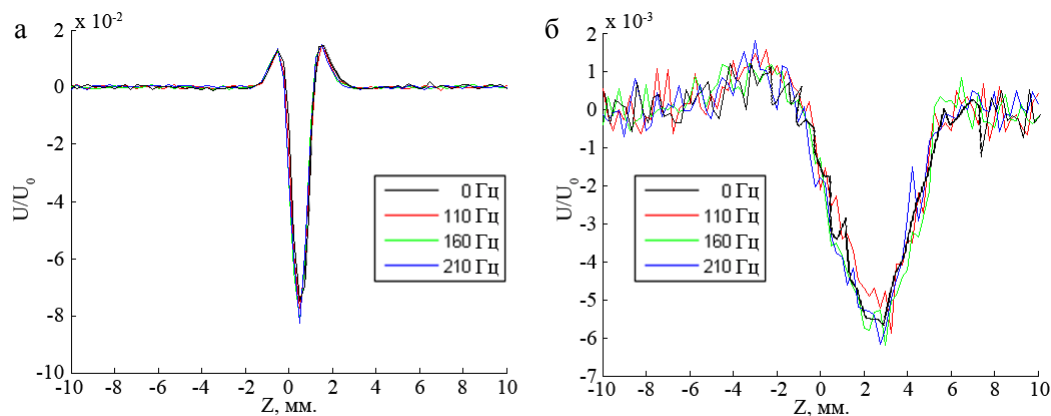


Рис. 7. Распределение возмущения скорости при различных частотах введенных высокочастотных возмущений на расстоянии 5 мм (а) и 25 мм (б) от источника

Рис. 8. Распределение возмущения скорости на плоскости вдоль передней кромки крыла в режиме малой амплитуды введенного стационарного возмущения

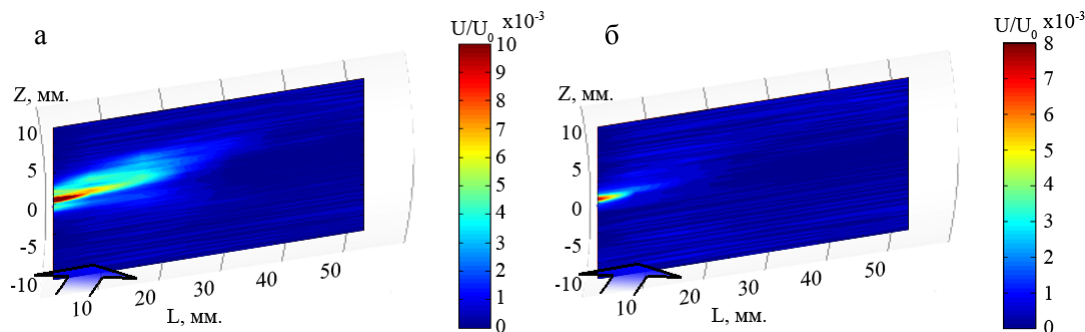
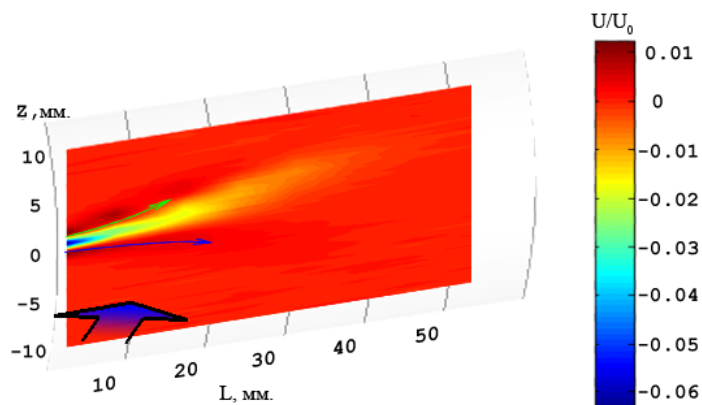


Рис. 9. Распределение амплитуды введенных высокочастотных возмущений на плоскости вдоль передней кромки крыла при наложении на стационарную моду (а) и при введении в свободный поток (б)



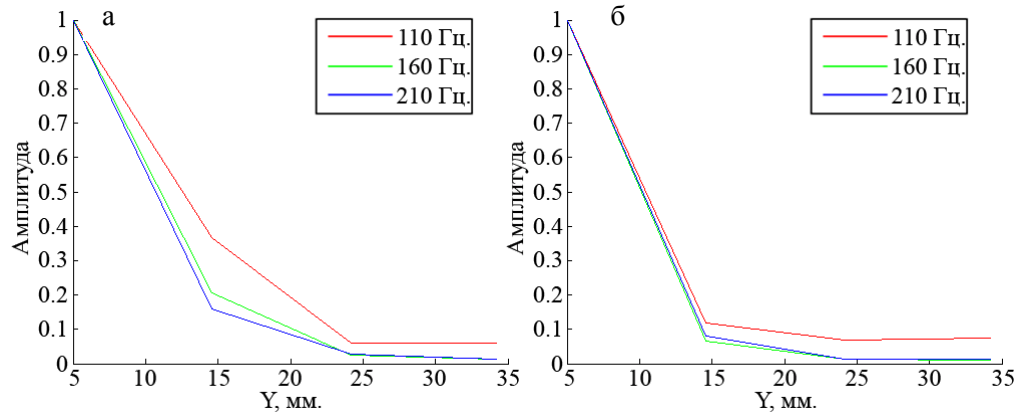


Рис. 10. Затухание высокочастотных возмущений скорости в направлении вдоль передней кромки крыла при их наложении на стационарную моду (а) и при введении в свободный поток (б)

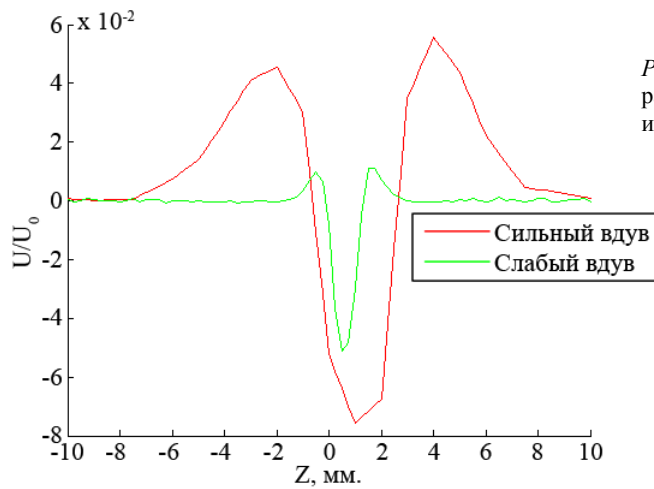


Рис. 11. Распределения возмущения скорости на расстоянии 5 мм от источника для режимов малой и большой амплитуды

области меньше (рис. 9, а, 10, а), чем в невозмущенной (рис. 9, б, 10, б), поэтому высокочастотные возмущения распространялись вместе со стационарным (см. рис. 9, а). Сравнительный анализ скорости затухания для нескольких частот выявил, что затухание интенсивнее для больших частот.

Характер распределения естественных пульсаций при малой амплитуде стационарного возмущения не выявил особой роли стационарного возмущения в их нарастании и образовании вторичной неустойчивости, роста естественных пульсаций не наблюдается.

*Режим больших амплитуд.* Следующим шагом стала настройка пневмотрассы в режим больших амплитуд. Дефект скорости на расстоянии 5 мм от источника возмущения – 8 % (рис. 11) от составляющей скорости вдоль передней кромки. При этом поперечный размер вихревого возмущения втрое

превышал размер вихря малой амплитуды. Проведены термоанемометрические измерения на плоской сетке (см. рис. 2, б), параллельной оси  $Z$  и передней кромке скользящего крыла, и в объеме (см. рис. 2, а), образованном из семи плоскостей, параллельных передней кромке и ортогональных к поверхности цилиндра. После обработки полученных данных были построены распределения возмущения скорости (рис. 12), пульсаций скорости в плоскости и в объеме (рис. 13).

Анализ распределения дефекта и превышения скорости показал, что стационарное возмущение скорости распространяется в одну сторону от линии растекания и нарастает вдоль по потоку (см. рис. 12). Картина распределения возмущения скорости говорит о наличии двух противовращающихся продольных вихрей, один из которых начинает преобладать вниз по потоку (см. рис. 13).

Рис. 12. Распределение возмущения скорости на плоскости вдоль передней кромки крыла в режиме большой амплитуды введенного стационарного возмущения

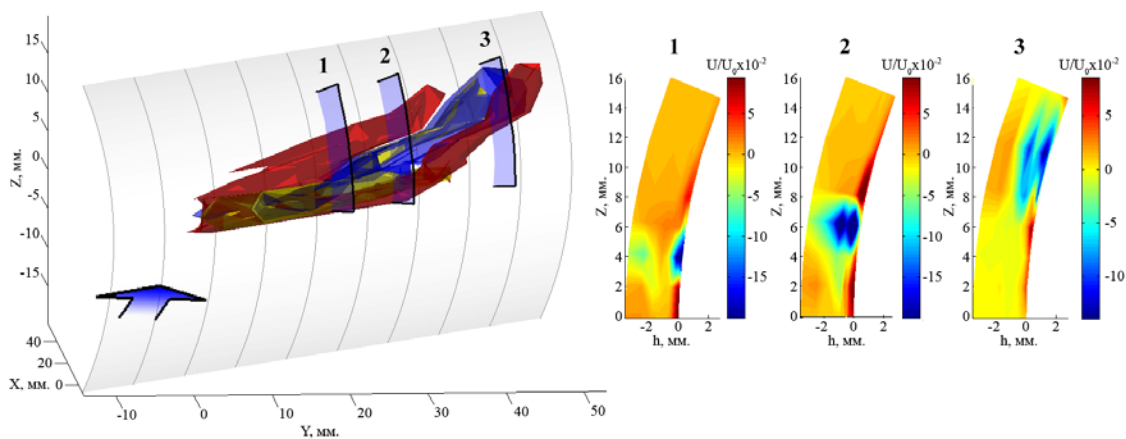
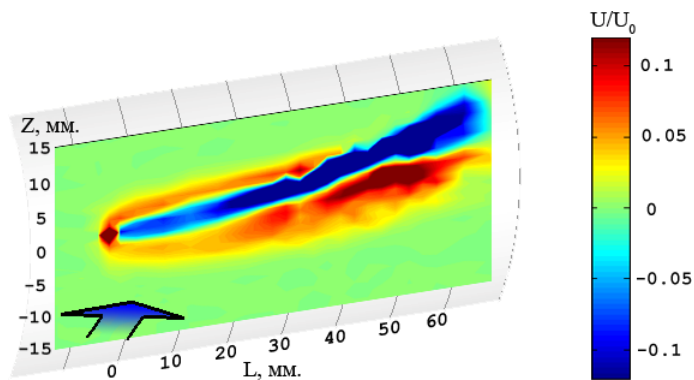


Рис. 13. Исоповерхности превышения  $6,3 \cdot 10^{-3}U_0$  (красным), дефекта  $3,5 \cdot 10^{-2}U_0$  (синим), стандартного отклонения скорости  $7,9 \cdot 10^{-3}U_0$  (желтым) и распределение возмущения скорости в трех сечениях

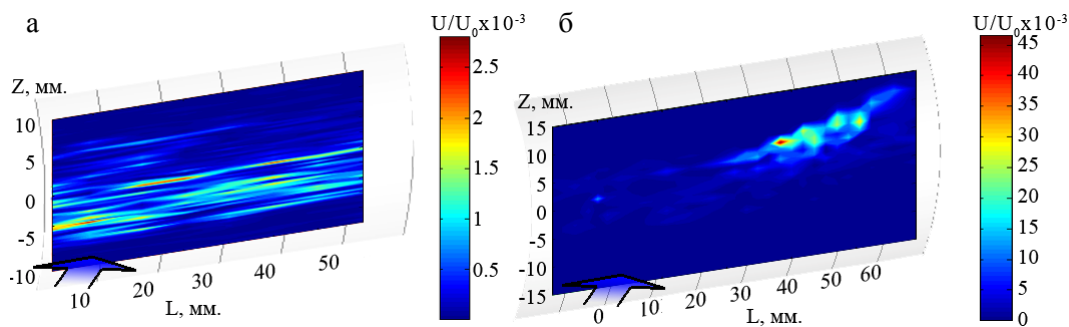


Рис. 14. Распределение амплитуды естественных пульсаций на плоскости вдоль передней кромки скользящего крыла в режиме малой (а) и большой (б) амплитуды вводимого стационарного возмущения

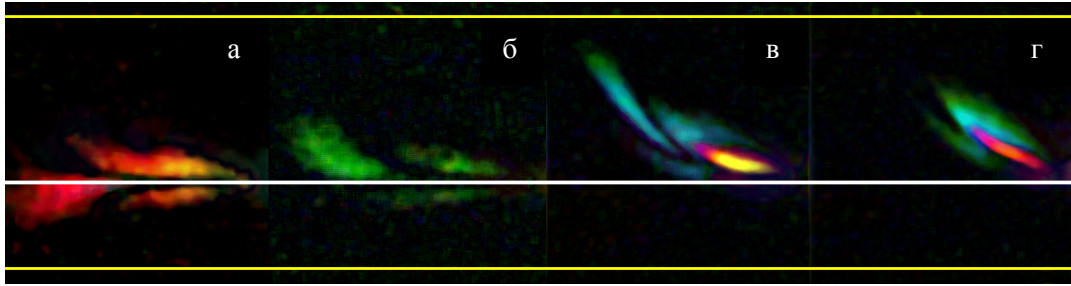


Рис. 15. Картины визуализации стационарного возмущения, полученные методом вычитания, для различного положения источника возмущения относительно линии растекания (белая линия):  $\alpha = -0,16^\circ$ ,  $d = -0,1$  мм (а);  $\alpha = 0,16^\circ$ ,  $d = 0,1$  мм (б);  $\alpha = 1,13^\circ$ ,  $d = 0,8$  мм (в);  $\alpha = 2,59^\circ$ ,  $d = 1,8$  мм (г). Скорость потока 3,4 м/с. На рис. 15–18 желтыми линиями обозначены видимые верхняя и нижняя границы цилиндра, составляющего переднюю кромку крыла

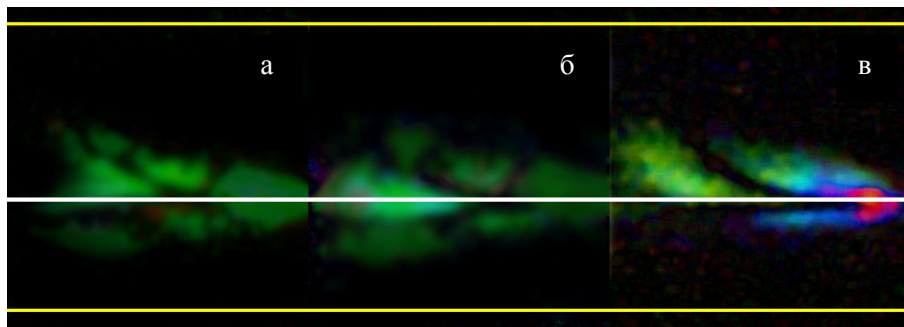


Рис. 16. Картины визуализации стационарного возмущения, полученные методом вычитания, введенного на линии растекания (белая линия). Скорость потока 3,4 м/с

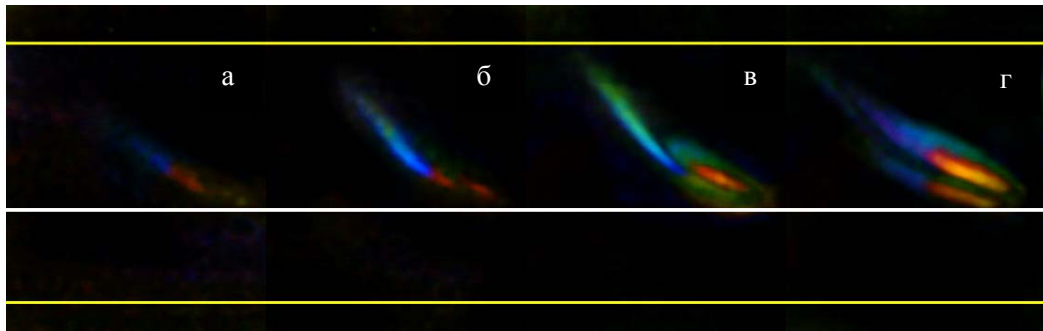


Рис. 17. Картины визуализации стационарного возмущения, полученные методом вычитания, введенного на расстоянии 1,24 мм от линии растекания (белая линия). Скорость возбуждающей струи: 0,8 м/с (а), 1,1 м/с (б), 2,5 м/с (в), 13,8 м/с (г). Скорость потока 3,4 м/с

Характер распределения пульсаций скорости (рис. 14, б) говорит о наличии благоприятных условий для развития естественных возмущений и возникновения вторичной неустойчивости в области возмущения скорости, преимущественно в области дефекта скорости.

*Картины визуализации методом жидкокристаллической термографии.* Измене-

ние точки введения возмущения относительно линии растекания привело к изменению траектории стационарного возмущения (рис. 15). Чем дальше находится источник возмущения от линии растекания, тем круче идет траектория возмущения и тем меньше его поперечный размер. Первое связано с тем, что возмущение является продольным и распространяется вдоль линий тока.

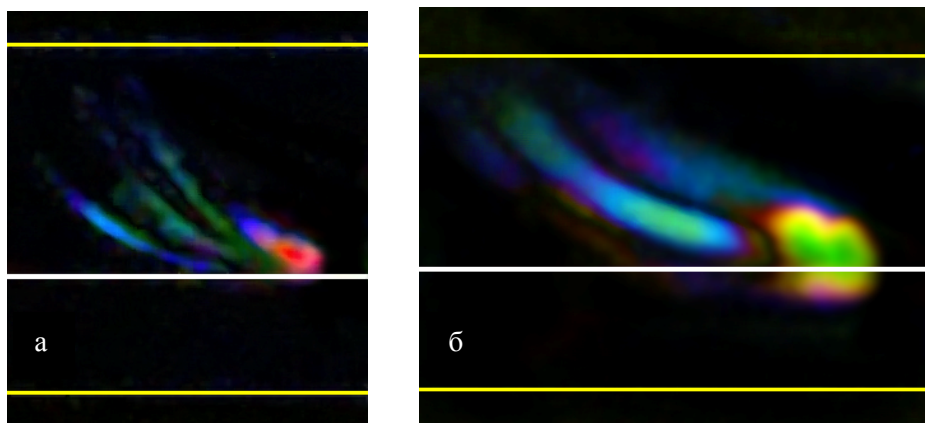


Рис. 18. Картина визуализации стационарного возмущения, полученная методом вычитания, введенного на расстоянии 1,24 мм от линии растекания (белая линия). Скорость возбуждающей струи: 11,6 м/с (а),  $\gg$  16 м/с (б). Скорость потока 9,4 м/с (а), 3,4 м/с (б)

Когда точка введения возмущения находится близко к линии растекания, наблюдается хаотическое сваливание одного вихря то в одну сторону от нее (рис. 15, а), то в другую (рис. 16, б, в). По-видимому, в этом случае траектория возмущения становится чувствительной к скорости истекающей струи.

Следующим шагом стало исследование влияния скорости вдува на поведение стационарной моды. Чтобы ее траектория не претерпевала видимых изменений, точка введения возмущения была смещена относительно линии растекания.

Увеличение скорости вдува (рис. 17) приводит к увеличению амплитуды стационарного возмущения, его поперечного размера и к небольшому изменению траектории распространения – больше прижимается к линии растекания, что может быть вызвано взаимодействием вихрей с поверхностью.

В одном из режимов вдува наблюдалась мультипликация (рис. 18, а), т. е. вместо двух противовращающихся вихрей одиночным вдувом рождалось четыре. Этому может быть два объяснения. Первое состоит в том, что выбивающаяся из отверстия струйка воздуха сложным образом взаимодействует с набегающим потоком в пограничном слое, порождая четыре вихря вместо двух. В этом случае уже нельзя считать, что вдув моделирует шероховатость, так как в экспериментах мультипликации стационарных вихрей за ней не наблюдалось. Второе объ-

яснение состоит в том, что траектории пары стационарных возмущений становятся очень чувствительны к пульсациям скорости вдува, присущим работе компрессора, создавая иллюзию четырех вихрей на картине визуализации.

Следует выделить режим сильного вдува (рис. 18, б), в котором компрессор работал на полную мощность, но скорость истечения струи через отверстие неизвестна, так как расходомер не был рассчитан на такой расход ( $V_{\text{струи}} \gg 16$  м/с). На визуализации виден широкий хвост возмущения, обусловленный нелинейными процессами в модифицированном течении.

## Выводы

*Термоанемометрия.* Исследования передней кромки скользящего крыла проводились при двух режимах вдува и различных сетках измерения с использованием методики контролируемых возмущений. Термоанемометрические измерения показали постоянство толщины пограничного слоя на передней кромке скользящего крыла в области измерения, что позволяет не учитывать влияние концевых эффектов в области измерения на крыле конечного размаха. Пространственное распределение стационарного возмущения скорости говорит о наличии двух противовращающихся вихрей. Поведение нулевой моды сильно зависело от величины создаваемого вдувом дефекта скорости. В режиме вдува малой амплитуды

отсутствовал рост стационарного возмущения. Далее исследовалось поведение высокочастотных линейных возмущений и их взаимодействие с нулевой модой. Высокочастотные возмущения затухали вдоль по потоку, причем декремент затухания возрастал с частотой вводимого возмущения. При взаимодействии с нулевой модой, декремент затухания заметно уменьшался. В режиме вдува большой амплитуды наблюдался рост стационарного возмущения вдоль по потоку, вторичных возмущений и естественных пульсаций.

*Метод жидкокристаллической термографии.* Результаты визуализации с помощью термочувствительных жидких кристаллов согласуются с результатами термоанемометрии – стационарный точечный вдув порождает в пограничном слое пару противорвращающихся вихрей, амплитуда и поперечный размер которых зависят от скорости вдува.

Возможность получения картин визуализации в широком диапазоне регулируемых параметров позволила установить влияние скорости вдува и на траекторию распространения стационарного возмущения – с увеличением скорости вдува уменьшается угол между траекторией возмущения и линией растекания, что может быть связано с взаимодействием стационарного вихря со стенкой. Обнаружена неустойчивость траектории стационарного возмущения в случае, когда источник возмущения располагается близко к линии растекания, при этом один из вихрей сваливается то в одну, то в другую сторону от нее. В одном из режимов на картине визуализации было обнаружено четыре следа от стационарных возмущений, что говорит либо о сложном характере взаимодействия выбивающейся струи в пограничном слое с набегающим потоком, либо о наличии нескольких возможных траекторий пары стационарных вихрей. Очень сильный вдув приводил к образованию широкого возмущения, поперечный размер которого практически не менялся, что говорит о сугубо нелинейном характере.

Слабый точечный вдув может быть использован в качестве инструмента для исследования пограничного слоя передней кромки скользящего крыла. Сильный вдув приводит к усложнению течения и появлению сильных нелинейных эффектов, поэтому является самостоятельной темой для изучения, результаты которой могут быть

использованы для управления течением и решения проблем обледенения.

### 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. *Жугулев 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. *Poll D. I. A.* Some Observations on the Transition Process on the Windward Face of a Long Yawed Cylinder // *J. Fluid Mech.* 1985. Vol. 30. P. 329–356.
7. *Nishizawa A., Tokugawa N., Takagi S.* Experimental Investigation of the Flow Instability Near the Attachment-Line Boundary Layer on a Yawed Cylinder // *Fluid Dyn. Res.* 2009. Vol. 41. P. 035513.
8. *Жаркова Г. М., Сонин А. С.* Жидкокристаллические композиты. Новосибирск: Наука, 1994. 214 с.
9. *Жаркова Г. М., Коврижина В. Н., Хачатурян В. М.* Экспериментальное исследование дозвуковых течений методом жидкокристаллической термографии // *ПМТФ*. 2002. Т. 43, № 2. С. 122–128.
10. *Козлов В. В., Грек Г. Р., Литвиненко М. В., Литвиненко Ю. А., Козлов Г. В.* Круглая струя в поперечном сдвиговом потоке (обзор). // *Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика*. 2010. Т. 5, вып. 1. С. 9–28.
11. *Bagheri S., Schlatter Ph., Schmid P. J., Henningson D. S.* Global Stability of Jet in Cross-Flow // *J. Fluid Mech.* 2009. Vol. 624. P. 33–44.
12. *New T. H., Lim T. T., Luo S. C.* Effects of Jet Velocity Profiles on a Round Jet in Cross-Flow // *Experiments of Fluids*. 2006. Vol. 40. No. 3. P. 859–875.
13. *Zharkova G. M., Kovrizhina V. N., Petrov A. P., Shapoval E. S., Mosharov V. E.,*

Radchenko V. N. Visualization of Boundary Layer Transition by Shear Sensitive Liquid Crystals // Proc. PSFVIP-8: The 8<sup>th</sup> Pacific Symposium on Flow Visualization and Image Processing. August 21–25, 2011. Moscow, 2010. No. 113. P. 1–5.

14. 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 навет-

ренной стороне профиля // ПМТФ. 2004. Т. 45, № 4. С. 64–71.

15. Ireland P. T., Jones T. V. The Response Time of a Surface Thermometer Employing Encapsulated Thermochromic Liquid Crystals // J. Phys. E: Sci. Instrum. 1987. Vol. 20. P. 1195.

Материал поступил в редколлегию 09.02.2012

S. N. Tolkachev, V. N. Gorev, G. M. Zharkova, V. N. Kovrizhina

#### EXPERIMENTAL TECHNIQUES OF THE STUDY OF THE VORTEX DISTURBANCES STRUCTURE CAUSED BY POINT INJECTION ON THE SWEEPED WING LEADING EDGE

The article contains the results of thermoanemometry on the curvilinear surface and liquid crystal thermography techniques for the investigation of the flow stability on the swept wing leading edge. The numeric results of the velocity disturbance distribution in the boundary layer near the attachment line were received with a help of the thermoanemometry technique. It was found out, that the boundary layer become less stable, when a stationary vortex modifies the flow. The liquid crystal thermography technique allowed to expand the workspace for investigations up to 70° from the attachment line, to receive the visualization pictures of disturbed flow for several regimes of blowing, to reveal an influence of the blow velocity on dimensions and trajectory of stationary disturbances, which were induced by injection. The results of visualizations are in a good agreement with thermoanemometry results.

*Keywords:* swept wing, cross-flow instability, leading edge, visualization, thermoanemometry, liquid-crystal thermography, point-source blowing, streamwise vortices.