

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
НАУКИ ИНСТИТУТ ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ И ПРИКЛАДНОЙ МЕХАНИКИ
ИМ С.А. ХРИСТИАНОВИЧА
СИБИРСКОГО ОТДЕЛЕНИЯ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК

На правах рукописи

Каприлевская Валерия Станиславовна

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗНИКНОВЕНИЯ И РАЗВИТИЯ ПРОДОЛЬНЫХ
ВИХРЕЙ И ИХ ВТОРИЧНОЙ НЕУСТОЙЧИВОСТИ НА МОДЕЛИ
ЛЕТАЮЩЕГО КРЫЛА

01.02.05 – Механика жидкости, газа и плазмы

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Научный руководитель:
д.ф.-м.н., профессор В.В. Козлов

Новосибирск, 2021

Введение	4
Цель работы.....	5
На защиту выносятся.....	5
Научная новизна	6
Достоверность результатов.....	6
Апробация работы	7
Структура и объем работы.....	8
Краткое содержание	8
Глава 1. Состояние исследуемого вопроса.....	11
Глава 2. Экспериментальные методики.....	21
2.1 Изучение экспериментальных методик	21
2.1.1 Мотивация и цели	21
2.1.2 Методики	22
2.1.3 Результаты отработки экспериментальных методик.....	32
2.1.4 Выводы	39
2.2 Выводы по главе	39
Глава 3. Элементы шероховатости на поверхности летающего крыла ..	40
3.1 Скользящее крыло. Термоанемометрия.....	40
3.1.1 Мотивация и цели	40
3.1.2 Методики	40
3.1.3 Результаты.....	43
3.1.4 Обсуждение результатов	52
3.1.5 Выводы	53
3.2 Трапециевидное летающее крыло. ЖКТ	54
3.2.1 Мотивация и цели	54
3.2.2 Методики	54
3.2.3 Результаты	57
3.2.4 Выводы	66
3.3 Трапециевидное летающее крыло. Термоанемометрия	67
3.3.1 Мотивация и цели	67

3.3.2 Методики	67
3.3.3 Результаты	69
3.3.4 Выводы	75
3.4 Выводы по главе	76
Глава 4. Управление течением на прямом крыле	78
4.1 Мотивация	78
4.2 Методики	78
4.2.1. Условия измерения	78
4.2.2. Модель крыла	78
4.2.3 Реализация отсоса пограничного слоя	79
4.2.4 Термоанемометрия.....	80
4.2.5 Возбуждение стационарных и вторичных возмущений.....	80
4.3 Результаты	81
4.3.1 Естественные возмущения	81
4.3.2 Возмущения, усиленные внешним акустическим полем	90
4.4 Выводы	96
Заключение.....	98
СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ	100
Список литературы.....	106

Введение

В настоящее время стреловидным крылом оснащается большое количество летательных аппаратов. Данный тип крыльев можно встретить на гражданских, военных и беспилотных летательных аппаратах. Беспилотная авиация широко используется как для нужд военных (разведка, перехват воздушных целей, создание радиопомех и т.д.), так и гражданских задач (наблюдение за объектами, доставка, воздушная фотография и т.д.). Интенсивное развитие малой и сверхмалой беспилотной авиации приводит к конкурентной борьбе за лётные характеристики летательных аппаратов. Малые полётные числа Рейнольдса большинства беспилотных самолетов являются одной из особенностей их эксплуатации. Для улучшения характеристик можно, например, снизить сопротивление с помощью ламинаризации течения над обтекаемыми плоскостями. При обтекании стреловидных (или скользящих) крыльев возникают некоторые особенности, а именно, из-за несовпадения направлений градиента давления и скорости набегающего потока линии тока над крылом принимают S – образную форму. В итоге формируется трехмерная структура пограничного слоя с точкой перегиба, которую связывают с неустойчивостью поперечного течения. Таким образом, стреловидность является причиной появления дополнительного механизма неустойчивости. Это, в свою очередь, способствует формированию продольных структур, на которых реализуются соответствующие условия для образования и развития вторичных возмущений. Такой физический механизм приводит к ламинарно – турбулентному переходу на крыле со стреловидной передней кромкой. С другой стороны, в области передней кромки, где происходит зарождение возмущений, как правило, присутствует ускорение потока и данное обстоятельство способствует подавлению высокочастотных возмущений. Поэтому, с позиций появления ламинарно-турбулентного перехода, область ускорения потока до недавнего времени не представляла интереса для исследователей. Настоящие исследования направлены на устранение данного

пробела и показывают, что существуют режимы течения, при которых неоднородности поверхности вблизи передней кромки способны привести к раннему возникновению ламинарно-турбулентного перехода.

Также в работе продемонстрирован один из способов управления развитием возмущений пограничного слоя – распределённый отсос через мелкоперфорированную поверхность, способный уменьшить интенсивность возмущений за элементом шероховатости.

Цель работы

Основной целью данной диссертационной работы является изучение влияния различных элементов шероховатости на течение, формирующееся на скользящих крыльях в области благоприятного градиента давления. Были поставлены следующие задачи:

1. Адаптировать методику жидкокристаллической термографии и методику определения области максимальной восприимчивости для исследований на модели трапециевидного летающего крыла;
2. С помощью термоанемометрии исследовать течение и внутреннее строение продольной структуры за трехмерным элементом шероховатости;
3. Изучить влияние распределённого отсоса пограничного слоя через мелкоперфорированную поверхность на течение, формирующееся за элементом шероховатости.

На защиту выносятся:

1. Методика жидкокристаллической термографии, как инструмент визуализации, при исследовании продольных и вторичных возмущений;
2. Методика определения области максимальной восприимчивости пограничного слоя к возмущениям, формирующимся за элементом шероховатости;
3. Экспериментальные данные о зарождении и эволюции продольных структур и вторичных возмущений, приводящих к переходу, полученные за элементами шероховатости на различных типах крыльев;

4. Результаты исследования влияния отсоса пограничного слоя на течение за трехмерным элементом шероховатости.

Научная новизна

- Проведено подробное количественное исследование влияния двумерного элемента шероховатости на течение за трехмерным элементом с помощью методики термоанемометрии;

- Впервые проведены исследования на наветренной стороне модели летающего крыла в диапазоне скоростей 7.2 - 20 м/с и числа Рейнольдса, рассчитанного по хорде крыла $Re_c \approx 250000 - 650000$, соответствующих полётным значениям для реальных аппаратов в области благоприятного градиента давления за элементами шероховатости, и изучены механизмы вторичной неустойчивости возмущений приводящих в турбулентности;

- С помощью методики жидкокристаллической термографии показано, что за трехмерным элементом шероховатости формируется продольная структура, вниз по течению наблюдается изгиб траектории данной структуры и увеличение ее размеров;

- С помощью термоанемометрии изучена внутренняя структура продольного возмущения. Показано наличие двух стационарных возмущений различных размеров, что обусловлено наличием поперечного течения и вторичных возмущений, приводящих к переходу;

- Исследовано и количественно определено влияние распределенного отсоса через мелкоперфорированный вкладыш на пространственное развитие стационарного возмущения от трехмерного элемента шероховатости в пограничном слое прямого крыла. Показано, что отсос способен реламинизировать течение и устранить отрыв пограничного слоя.

Достоверность результатов

Экспериментальные исследования проводились в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324, степень турбулентности набегающего потока которой не превышает 0.04%. Это позволило проводить исследования возмущений на линейной стадии развития.

Визуализация пристенных течений выполнялась с помощью методики жидкокристаллической термографии. Данная методика позволила получить панорамные снимки передней кромки крыла, не загрязняя ее в сравнении с другими методами визуализации. Полученные результаты визуализации подтверждались термоанемометрическими измерениями. Данный метод, обладающий высокой чувствительностью к пульсациям скорости (до 10 кГц), позволил получить большой объем количественных данных.

С помощью методики контролируемых возмущений производилось возбуждение вторичных возмущений с помощью акустического поля.

Помимо использования надежных и апробированных методик визуализации и измерений, также использовалось высокоточное измерительное оборудование. Кроме этого, главные результаты научно-квалификационной работы неоднократно докладывались на различных всероссийских и международных научных конференциях.

Апробация работы

Основные положения научно-квалификационной работы опубликованы в 6 статьях в «Journal of Aerospace Engineering: Part G.», «Теплофизика и аэромеханика», «Сибирский физический журнал», «Вестник НГУ» и AIP Conference Proceedings, а также докладывались на обсуждались на всероссийских и международных конференциях и семинарах:

- Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии (Новосибирск - Шерегеш, 2017, 2018, 2019, 2020, 2021 г.);
- XIX International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018) (Новосибирск, 2018 г.);
- 15th International Conference on Fluid Control, Measurements and Visualization (Italy, Naples, 2019);
- XII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики (Уфа, 2019 г.);
- 15 Asian Symposium on Visualization (ASV-15), (Korea; Busan, 2019);
- IUTAM Symposium on Laminar-Turbulent Transition (UK, London, 2019);

- XXXVI Сибирский теплофизический семинар (Новосибирск, 2020 г.);
- XX International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2020) (Novosibirsk, 2020);

Структура и объем работы

Научно-квалификационная работа состоит из введения, четырех частей, заключения, списка цитируемой литературы и списка публикаций по теме диссертации. Объем работы составил 112 машинописных страниц, 64 рисунка, поясняющих содержание работы. В работе содержится 47 ссылок на научные статьи.

Краткое содержание

Во введении описаны новизна и актуальность данной научно-квалификационной работы. Сформулированы цели и задачи, а также перечислены основные положения, представляемые на защиту.

Первая глава посвящена историческому обзору по теме диссертации. Представлен анализ литературы по тематике ламинарно-турбулентного перехода на плоской пластине, прямом и скользящем крыльях. Также включены работы, в которых проводились исследования за элементами шероховатости. Помимо этого приведен обзор литературы по управлению течением.

Вторая глава посвящена описанию экспериментальных методик, задействованных в исследованиях различных свойств и эффектов в пограничном слое скользящего крыла. В качестве основной методики визуализации было отдано предпочтение жидкокристаллической термографии. Данный способ исследования пристенных течений позволяет наглядно видеть интересующие области и особенности поверхности крыльев, получать панорамные картины течений без траты большого количества времени и без загрязнения поверхности крыла и трубы, в сравнении с другими методами визуализации. При совместном использовании с термоанемометрическими измерениями, данная методика позволила сделать более полное исследование интересных особенностей течения. Проведенные

исследования показали качественное совпадение результатов, полученных с помощью методики жидкокристаллической термографии и термоанемометрии.

В третьей главе выполнено более детальное исследование влияния двумерного элемента шероховатости на течение, формирующееся за трехмерным элементом. С помощью термоанемометрии была сделана визуализация потока, показано влияние высоты двумерного элемента на стационарную структуру. Получено, что после высоты $h_{2D} = 0.65$ мм структура увеличивается в размерах и течение в целом перестраивается. Также было обнаружено, что после прохождения двумерного элемента шероховатости на структуры, формирующиеся за обоими элементами, действует один механизм развития. Наложение акустического поля ведет к усилению выявленных эффектов.

Основная часть главы посвящена исследованию процесса ламинарно-турбулентного перехода за локализованным трехмерным элементом шероховатости, расположенным в области благоприятного градиента давления, на наветренной поверхности трапециевидного летающего крыла.

Для данной конфигурации была найдена область максимальной восприимчивости пограничного слоя к возмущениям, которая находилась в 6 мм от передней кромки крыла.

С помощью жидкокристаллической термографии получены картины визуализации течения за трехмерным элементом шероховатости высотой 0.98 мм, сравнимой в данном месте с толщиной пограничного слоя, расположенным в области максимальной восприимчивости. Вниз по течению наблюдается изгиб траектории продольной структуры и увеличение ее размеров.

С помощью термоанемометрии было установлено, что продольная структура состоит из двух стационарных возмущений, которые имеют разный размер. Такое различие обусловлено наличием поперечного течения на крыле. При движении вниз по течению размеры возмущений

увеличиваются, и происходит незначительная деформация их формы; Частотный состав пульсаций возмущений при этом смещается в область низких частот.

В четвертой главе акцент исследования смещается на изучение возможности управления течением за трехмерным элементом шероховатости с помощью отсоса пограничного слоя. Эксперимент проводился на модели прямого крыла, с установленной в него мелкоперфорированной вставкой, через которую реализовывался отсос.

Было исследовано влияние распределенного отсоса через перфорированный вкладыш на пространственное развитие стационарного возмущения и пульсационных характеристик вторичных возмущений от трехмерного элемента шероховатости в пограничном слое прямого крыла.

С помощью метода термоанемометрии были получены количественные данные о структуре потока за шероховатостью ниже по течению при включенном и выключенном отсосе пограничного слоя.

С помощью отсоса пограничного слоя удалось реламинизировать течение и убрать отрыв на крыле в области неблагоприятного градиента давления, то есть реламинизировать течение.

Показано, что при включенном отсосе в 5 раз снижается интенсивность интегральных пульсаций скорости в следе за шероховатостью для «естественных возмущений» малых амплитуд. Для возмущений, усиленных звуковым воздействием (искусственных возмущений), интенсивность снижается на два порядка.

Глава 1. Состояние исследуемого вопроса

С давних времен человечество привлекали завихрения в реках и ручьях. Однако только в XIX веке Осборн Рейнольдс выделил два режима течения: ламинарное и турбулентное. Свои исследования физик проводил с жидкой средой, а визуализация выполнялась с помощью краски той же плотности, что и исследуемая жидкость. В ходе исследования Рейнольдсом было получено, что при малых скоростях введенная струйка краски не разрушалась, а продолжала двигаться слоями. Данный режим был назван ламинарным. В случае повышения скорости наблюдалась дестабилизация струйки краски и дальнейшее ее перемешивание. Такой режим течения соответственно был назван турбулентным.

Благодаря проделанной работе, Рейнольдс смог установить условие перехода ламинарного режима течения к турбулентному. Данный критерий является безразмерной величиной и называется числом Рейнольдса:

$$Re = \frac{\rho UL}{\eta} = \frac{UL}{\nu},$$

где ρ – плотность среды, U – скорость, L – характерный размер исследуемого объекта, η – динамическая вязкость, ν – кинематическая вязкость.

В 1904 году Прандтль представил свою работу [1], где описал поведение течения жидкости при малой вязкости. Было показано, что в случае довольно больших скоростей на поверхности тела возникает подслой, в котором нельзя пренебрегать вязкостью. Таким образом, Прандтлем было введено понятие пограничного слоя. Разделение потока на вязкий пограничный слой и невязкую область позволило существенно упростить дальнейшие исследования и моделирование различных течений.

Последующие работы в этом направлении [2, 3] заложили фундамент в формировании линейной теории устойчивости пограничного слоя и нарастающих возмущений.

Было установлено, что при больших числах Рейнольдса происходит разрушение ламинарного режима течения и наступает ламинарно – турбулентный переход. Обычно выделяют три основных этапа перехода: восприимчивость пограничного слоя к внешним возмущениям, линейный этап развития собственных возмущений, затем финальная стадия, связанная с проявлением нелинейных эффектов и приводящая к турбулентному режиму течения (рис. 1).

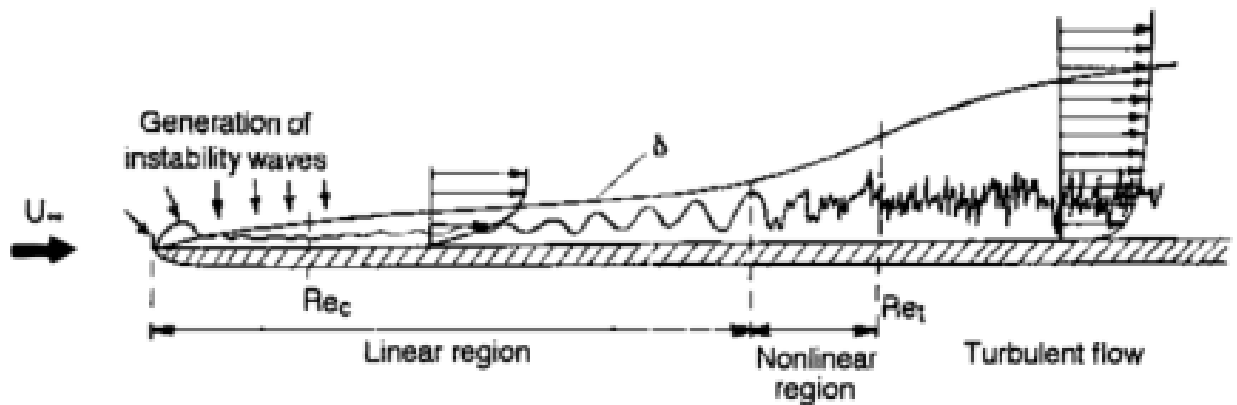


Рис. 1 Основные стадии ламинарно – турбулентного перехода [4]

Фундаментальные исследования устойчивости пограничного слоя, проводившиеся на плоской пластине, показали, что на первой стадии ламинарно – турбулентного перехода происходит генерация волн Толлмина – Шлихтинга. Наличие этих волн, как собственных колебаний пограничного слоя, было предсказано Релеем в XIX веке для невязкого течения [5]. Эксперимент 1943 года, проведенный Шубауэром и Скрамстедом, доказал существование волн Толлмина – Шлихтинга на плоской пластине [6].

На прямом крыле экспериментально исследовалось влияние градиента давления на собственные возмущения [7]. Изучалась эволюция возмущений от точечного источника в пограничном слое при разных градиентах

давления. В результате было получено, что при отрицательном градиенте давления волновой пакет был ограничен в поперечном направлении, а вдоль по течению наблюдалось уменьшение амплитуды. Для положительного градиента прослеживался быстрый рост как амплитуды, так и трансверсального размера пакета.

В связи с развитием авиации и распространением на летательных аппаратах стреловидных крыльев, появился интерес к вопросу ламинарно – турбулентного перехода для данного типа крыльев. Исследования по изучению процессов, связанных с несовпадением направлений градиента давления и скорости набегающего потока, проводились на скользящем крыле. Данная упрощенная модель стреловидного крыла хорошо подходит для имитации основных механизмов неустойчивости, характерных для реальных крыльев.

В работе [8] было экспериментально определено, что при наличии стреловидности ламинарно – турбулентный переход на крыле протекает в области передней кромки, где осуществляется сильное увеличение скорости потока, а волны Толмина – Шлихтинга не влияют на пограничный слой. Посредством методики сублимирующих покрытий Грэй наблюдал в зоне перехода узкие полосы, направленные по линиям тока. Исходя из этого, было выдвинуто предположение о том, что причиной перехода служат стационарные возмущения вдоль пристенных линий тока. В [9] неустойчивость поперечного течения связывали с его трехмерностью.

В одной из экспериментальных работ [10] было замечено существование стационарных вихрей неустойчивости поперечного течения при малой степени турбулентности потока. Объяснялось это тем, что малейшие неоднородности поверхности могут стать причиной для их формирования. В соответствии с данной работой, такие вихри неустойчивости способны достигать амплитуды до 30 % от скорости набегающего потока, при этом оставляя течение ламинарным.

Один из нелинейных эффектов, способствующих переходу к турбулентности – это возникновение быстро возрастающих высокочастотных вторичных возмущений. Причиной их появления служит неустойчивость течения при перемешивании пограничного слоя стационарным вихрем. На скользящем цилиндре такой результат был получен в работе [11].

Изучением развития возмущений на скользящем крыле в области благоприятного градиента давления в естественных условиях, а также при возбуждении акустическим полем занимались в работе [12]. Было получено, что стационарные продольные структуры образуются в трехмерном пограничном слое. В таком преобразованном пограничном слое в естественных условиях снижается устойчивость течения к волновым пакетам, что может привести к появлению турбулентности. При воздействии на поток акустическим полем с частотой волнового пакета наблюдалось формирование возмущений, фазовая скорость которых была равна 0.55 от скорости набегающего потока. Также было отмечено смещение ламинарно – турбулентного перехода вверх по течению.

Дальнейшее изучение вторичной неустойчивости [13] показало наличие двух различных мод. В первую очередь происходит возникновение низкочастотной моды, а затем, непосредственно перед ламинарно – турбулентным переходом, появляется высокочастотная. Последняя, вероятно, и является причиной перехода.

В области благоприятного градиента давления [14] было проведено исследование стационарных возмущений, зарождающихся за изолированной шероховатостью. Работа включала в себя исследование ранних этапов развития стационарного возмущения, с момента его образования и до перехода в нелинейную стадию. Было показано формирование пары стационарных возмущений за шероховатостью, которые модифицируют и дестабилизируют пограничный слой. Также было отмечено зарождение и развитие вторичных возмущений в области ядра стационарного возмущения

достаточной амплитуды, которые в дальнейшем становятся причиной ламинарно - турбулентного перехода.

В работе [15] изучалась генерация продольных структур в прямоугольном полуканале после присоединения отрыва, но свойства данных образований до конца не ясны. Помимо этого, было получено, что схожие по типу вихри могут формироваться при обтекании каверны при дозвуковом режиме. Такая каверна может выступать в роли двумерной шероховатости.

Большой объем работ по изучению течения за неоднородностями выполнялся на естественных шероховатостях крыла либо на регулярных элементах, расположенных с шагом. Однако малоизученными остаются физические механизмы, которые возникают при обтекании двумерного элемента шероховатости, а также его влияние на структуру и устойчивость течения. Исследование течения за протяженной наклейкой [16] показало, что основное дестабилизирующее воздействие на течение оказывают края наклейки, приводящие к генерации стационарных вихрей.

В статье [17] рассматривалось влияние протяженной наклейки высотой 0.01 мм при местной толщине пограничного слоя 1.98 мм на структуру течения. Основные выводы в целом повторяют результаты работы [16]. Помимо этого, было отмечено отсутствие значительного воздействия центральной части наклейки на течение.

Также актуальным является вопрос управления переходом ламинарного течения в турбулентное. Ключевой задачей при обтекании крыловых профилей является возможность полного устранения или максимального смещения к задней кромке точки перехода пограничного слоя в турбулентное состояние [6, 18].

Известно, что существует большое количество факторов, влияющих на линейную устойчивость и переход течения к турбулентности. Принимая во внимание физические представления о природе процесса перехода ламинарного течения в турбулентное в пограничном слое, эти факторы

можно разделить на две основные группы. В первую группу входят оказывающие влияние на устойчивость исходного течения. В основу методов управления переходом к турбулентности легли факторы именно этой группы. Ко второй группе относятся те факторы, которые влияют на начальные, приводящие к турбулентности возмущения ламинарного течения. Например, уменьшение внешних акустических возмущений и степени турбулентности набегающего потока может привести к изменению частотного и волнового спектров волн неустойчивости.

С помощью профилирования поверхности модели можно также влиять на устойчивость течения и переход к турбулентности. Основной целью профилирования является поиск оптимального контура профиля крыла, на котором существует максимально протяженный участок ламинарного течения. Ввиду наличия отрицательного и положительного градиента давления указанная цель достигается путем максимально возможного смещения наиболее широкой части крыла ниже по течению [19].

Теоретические и экспериментальные исследования показали, что нагрев стенки при определенных условиях можно использовать для подавления волн неустойчивости в пограничном слое [20-23]. Было обнаружено, что локальный нагрев пластины замедляет рост волн Толлмина-Шлихтинга и приводит к увеличению критического числа Рейнольдса, при достижении которого происходит переход к турбулентности.

Оребрение поверхности является также одним из методов воздействия на процесс ламинарно-турбулентного перехода. В основу этого метода легло успешное применение риблет для управления турбулентным пограничным слоем. На плоской пластине расположение риблет в области линейного развития волны Толлмина-Шлихтинга приводит к дестабилизации течения и ускорению процесса перехода к турбулентности [24-26]. Смещение этих риблет в область образования Λ -структур или стационарных вихрей способно инициировать задержку перехода. Затягивание перехода в данном

случае приводит к уменьшению высоты и ширины вихревого следа над оребренной поверхностью в сравнении с гладкой.

Уменьшая высоту препятствия или неровности на поверхности модели можно также добиться смещения области перехода вниз по течению [27]. Существует критическая высота шероховатости, меньше которой она перестает влиять на ламинарно-турбулентный переход. Область перехода при этом расположена в том же месте, как и при обтекании без неровности. Необходимо отметить, что критическая высота зависит от параметров исходного течения, а также места расположения на модели и ее формы. Постепенно увеличивая высоту шероховатости, можно добиться смещения области перехода в положение сразу за элементом неровности.

Применение метода отсасывания пограничного слоя позволяет подавить волны Толлмина-Шлихтинга и сместить вниз по потоку область перехода. В результате смещения местоположения перехода уменьшается сопротивление трения. Отсасывание потока, в сущности, аналогично действию продольного градиента давления.

В работе [28] было обнаружена эффективность отсоса потока при его использовании для управления неустойчивостью поперечного течения в трехмерном пограничном слое. В подтверждении теории было показано, что бегущие моды затухают сильнее, чем стационарные.

Было проведено экспериментальное исследование неустойчивости течения и влияния отсоса на передней кромке скользящего крыла вдоль линии растекания [29]. Так называемое «загрязнение передней кромки» происходило из-за возмущений, генерируемых в области соединения модели крыла со стенкой рабочей части (фюзеляж-крыло). С помощью методики термоанемометрии было показано, что отсос потока может привести к задержке ламинарно-турбулентного перехода на передней кромке вплоть до чисел Рейнольдса порядка 700. В тоже время, авторы утверждают, что это число не является верхним пределом и результат обусловлен возможностями проведения экспериментов. Также были получены количественные данные о

структуре потока после области отсасывания. Это было сделано для изучения устойчивости «ламинизированного» течения.

Также было показано, что с помощью отсоса можно добиться эффективного влияния на нелинейных стадиях развития возмущений в пограничном слое плоской пластины, а именно – полностью подавить субгармоники [30].

В работах [31, 32] на модели скользящего крыла были проведены исследования по оптимизации формы участка поверхности, где производится отсасывание пограничного слоя. Отсос производился через поперечные щели и специальные листы, которые были перфорированы отверстиями двух разных диаметров. Результаты показали, что листы с отверстиями большего диаметра позволяют реализовать более равномерный отсос по сравнению с листами отверстия, которых имеют малый диаметр. Также было обнаружено, что отсос выполненный через поперечный слот является наиболее эффективным. Помимо этого было показано, что отсос с поверхности модели может приводить к существенному затуханию возмущений, распространяющихся в поперечном направлении (cross-flow), даже в случае, если участок отсоса расположен за передней кромкой ниже по течению. Также было получено, что бегущие возмущения затухают сильнее в сравнении со стационарными.

На плоской пластине проводилось исследование процесса развития первоначально синусоидальных возмущений в ламинарном пограничном слое при наличии отсасывания газа через узкую щель [33]. В результате реализации такого отсоса амплитуда возмущений в потоке уменьшилась поперек всего пограничного слоя в окрестности щели. Были определены условия, при которых использование щелевого отсасывания в качестве средства ламинаризации течения становится неэффективным. Обнаружено, что эффективность отсасывания как средства затягивания перехода к турбулентности зависит не от интенсивности пульсаций внутри пограничного слоя, а от стадии протекания процесса перехода.

В работе [34] на группе продольных вихрей с помощью локализованного отсоса была исследована возможность активного управления вторичной неустойчивостью в трёхмерном пограничном слое. Результаты экспериментов показали, что с помощью отсоса можно заметно ослабить вторичную неустойчивость такого течения. Меняя местоположение участка отсоса относительно ядра вихревых структур, можно изменять степень воздействия. Максимальное воздействие достигается при отсасывании непосредственно под вихрем, на котором развивается вторичная неустойчивость.

Были проведены исследования по управлению возмущениями в пограничном слое скользящего крыла с помощью локализованного и распределенного типов отсоса [35]. Изучалась возможность управления стационарными вихрями поперечного течения и вторичными периодическими возмущениями. Было показано, что при использовании распределенного отсоса эффективность подавления вторичной неустойчивости вихрей поперечного течения выше, чем при использовании локализованного отсоса реализованного через отверстие малого диаметра. Было установлено, что отсос через отверстие малого диаметра может являться причиной генерации дополнительных стационарных возмущений в пограничном слое, что может привести к сложным нелинейным взаимодействиям между управляемым и управляющим возмущениями. Показано, что распределенный отсос, реализованный через несколько отверстий в трансверсальном направлении, снижает как интенсивность полосчатой структуры, так и интенсивность вторичных возмущений.

Недавние эксперименты по воздействию распределенного отсоса через специально спроектированную гидравлически гладкую перфорированную поверхность на собственные возмущения пограничного слоя [36, 37] выявили эффективное подавление волн Толлмина-Шлихтинга на линейной и нелинейной стадиях их развития. Вместе с этим отмечалось сильное влияние

отсоса на среднее течение, связанное с присоединением потока за областью отсоса и смещением к задней кромке отрыва пограничного слоя.

В целом, эксперименты показывают, что метод отсасывания газа наиболее эффективен для управления ламинарно-турбулентным переходом в сравнении с другими методами. Однако он также имеет и свои недостатки, например, большие затраты энергии на свою реализацию.

Глава 2. Экспериментальные методики

Так как скользящее крыло имеет сложную геометрию поверхности и пограничный слой, образующийся на его поверхности, обладает трехмерной структурой, это весьма осложняет исследование структуры течения на данном типе крыльев.

Обычно структура течения над поверхностью скользящего крыла изучается с помощью таких методик, как термоанемометрия, использование которой позволяет получать большие объемы количественных данных, а также метод сублимирующих покрытий, с помощью которого осуществляется визуализация течения над крылом. Но последний метод не является экономичным в плане времени и трудозатрат, поэтому в данных экспериментах для визуализации пристенного течения предпочтение было отдано методике жидкокристаллической термографии.

2.1 Изучение экспериментальных методик

2.1.1 Мотивация и цели

Для изучения методик использовалась модель скользящего крыла в экспериментах по исследованию влияния элементов шероховатости, расположенных на передней кромке крыла, на течение в области благоприятного градиента давления. Требовалось:

- Научиться определять область максимальной восприимчивости пограничного слоя к возмущениям;
- Получить картины визуализации течения при наличии элементов шероховатости с помощью методики жидкокристаллической термографии (ЖКТ);
- Получить количественные данные за элементами шероховатости с использованием термоанемометрии.

2.1.2 Методики

2.1.2.1 Описание условий эксперимента

Эксперимент проводился в малотурбулентной аэродинамической трубе закрытого типа Т - 324 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН. Размеры рабочей части данной трубы составляют $1000 \times 1000 \times 4000$ мм. Степень турбулентности набегающего потока не превышала 0.04 %. Скорость набегающего потока изменялась, исходя из задач и методов исследования в конкретной экспериментальной постановке. При работе с жидкокристаллической пленкой она составляла 10.9 м/с, а при исследованиях с помощью термоанемометра изменялась в диапазоне $U_0 = 9.2 - 10.9$ м/с. Контроль скоростного режима осуществлялся насадком Пито – Прандтля, соединенным с электронным манометром. Температура воздуха составляла 295 К. Для повышения качества снимков, полученных с использованием метода жидкокристаллической термографии, рабочая часть трубы была дополнена двумя галогенными лампами общей мощностью 200 Вт. Съемка картин визуализации выполнялась с помощью цифровой фотокамеры. Галогенные лампы и камера были установлены в рабочей части таким образом, чтобы формирующиеся за ними возмущения, не попадали в исследуемую область (рис. 2).

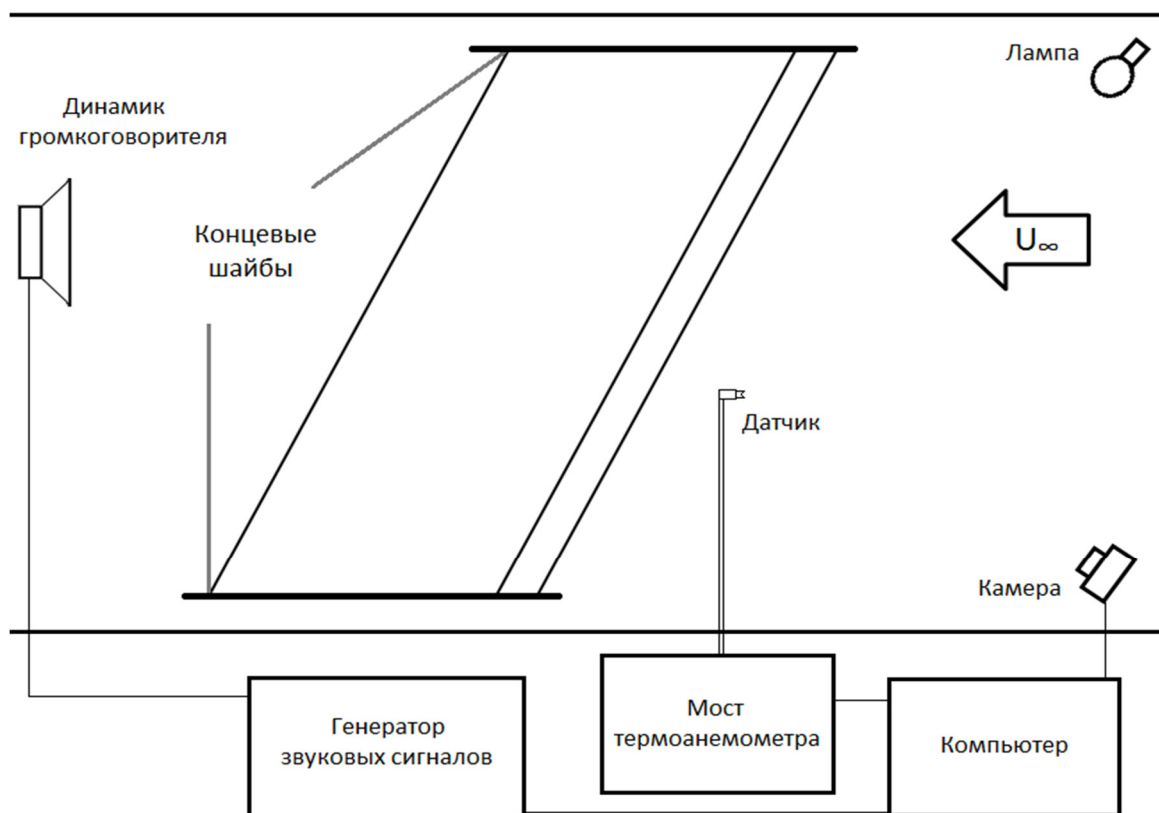


Рис. 2 Схема эксперимента

2.1.2.2 Исследуемая модель

Для настоящего исследования была взята модель скользящего крыла, задействованная в ряде ранних экспериментов по изучению возмущений, формирующихся на передней кромке [14, 38]. Данная модель (рис.3) была изготовлена из органического стекла (полиметилметакрилата) толщиной 5 мм. Профиль крыла образован с помощью цилиндра диаметром 80 мм и двух сходящихся плоскостей. Размах крыла 980 мм, хорда 400 мм, угол скольжения 45° . Для исключения влияния нежелательных возмущений, формирующихся на стенках трубы, модель была оснащена концевыми шайбами.

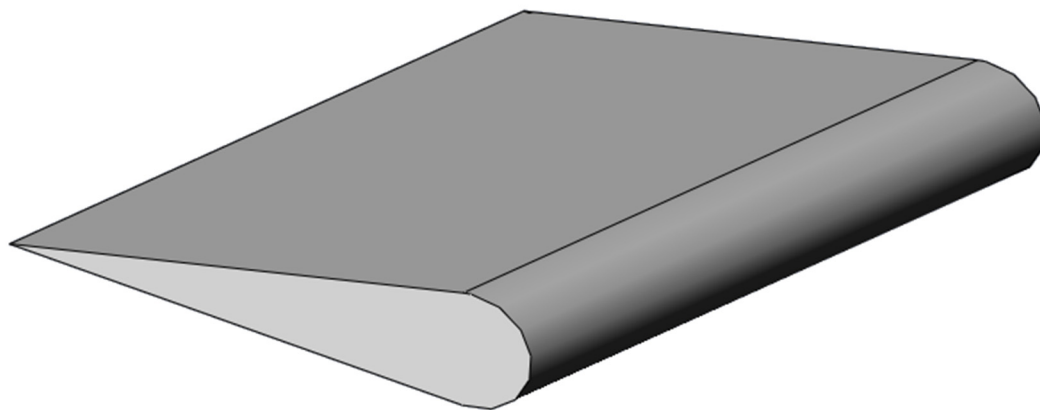


Рис. 3 Модель скользящего крыла

Благоприятный градиент давления над верхней плоскостью крыла был реализован за счет расположения экспериментальной модели в рабочей части трубы горизонтально, под отрицательным углом атаки $\alpha = -12.3^\circ$.

В работе была использована прямоугольная система координат, в которой ось X направлена вдоль по потоку, ось Y перпендикулярна оси X (ось цилиндрической части профиля крыла лежит в плоскости XY) и ось Z перпендикулярна осям X и Y . Также была использована дополнительная ось X_w , которая была параллельна оси X и имела значение 0 над линией перехода цилиндрической части крыла на плоскую (рис. 4).

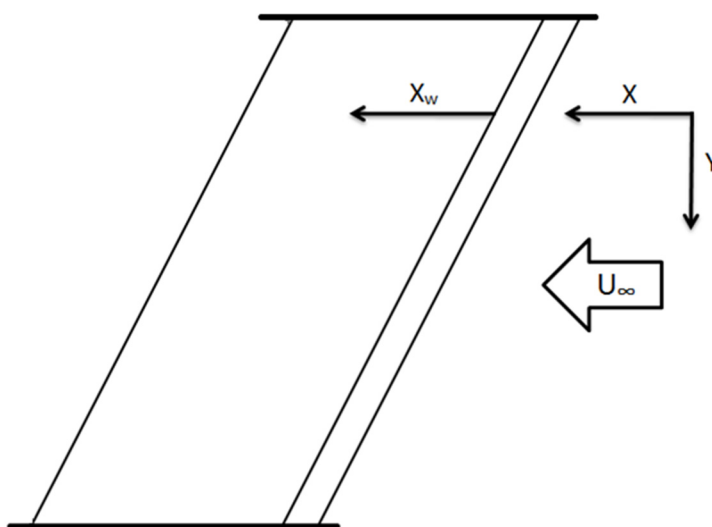


Рис. 4 Система координат

2.1.2.3 Методика введения возмущений элементами шероховатости

При проведении исследований на передней кромке скользящего крыла для генерации стационарного продольного возмущения был выбран трехмерный цилиндрический элемент шероховатости (рис. 5а). Данный элемент шероховатости крепился на поверхности крыла за счет клейкого нижнего слоя, что позволяло при необходимости устанавливать его на различных участках исследуемой области. Во всех экспериментах диаметр цилиндрического элемента шероховатости был равен 1.6 мм, высота составляла 0.8 мм.

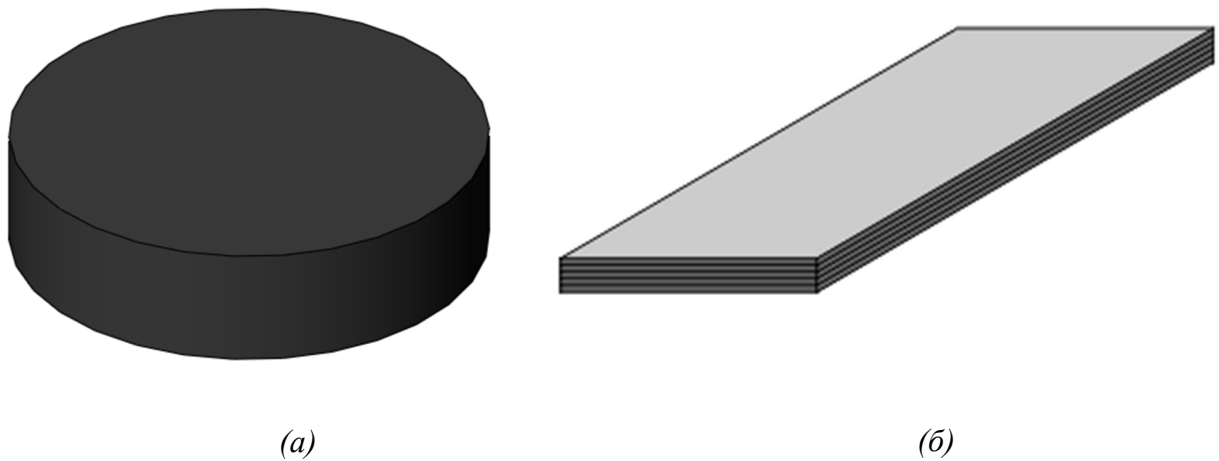


Рис. 5 Трехмерный цилиндрический (а) и двумерный (б) элементы шероховатости

Двумерный элемент шероховатости (рис. 5б) был выполнен в виде длинной ступеньки с клейкой основой, который располагался за трехмерным элементом шероховатости. В экспериментах с использованием методики жидкокристаллической термографии длина двумерного элемента шероховатости составляла 180 мм, ширина 15 мм. Данный тип шероховатости был многослойным, что позволяло исследовать, каким образом изменение высоты двумерного элемента будет влиять на локализованную стационарную структуру и течение в целом. При толщине одного слоя 0.13 мм общая высота двумерного элемента шероховатости

варьировалась от 0 до 1.82 мм. При использовании методики термоанемометрии длина элемента шероховатости составляла 270 мм.

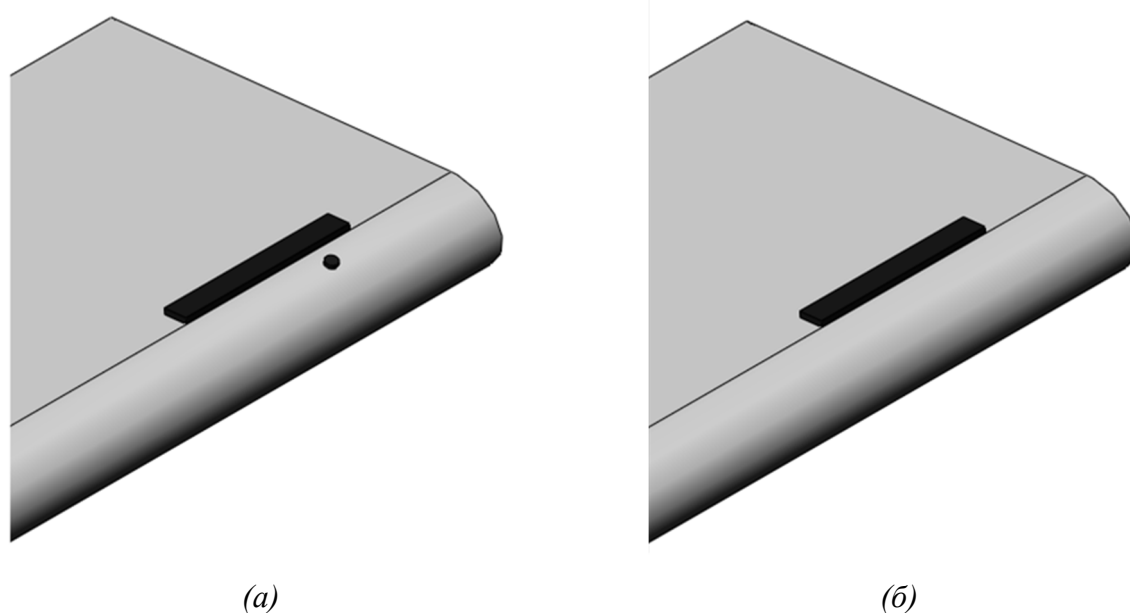


Рис. 6 Расположение элементов шероховатости на передней кромке крыла при работе с жидкокристаллической пленкой и термоанемометрией (а) и только термоанемометрией (б)

При работе с моделью скользящего крыла для моделирования особенности передней кромки реального крыла в виде заклепок и расположенного за ними стыка предкрылка и крыла, было исследовано взаимодействие трехмерного цилиндрического элемента шероховатости и протяженного двумерного элемента шероховатости (рис. 6).

2.1.2.4 Методика определения области максимальной восприимчивости

Области максимальной восприимчивости крыла - участок на передней кромки крыла, при размещении элемента шероховатости в котором, происходит генерация самых интенсивных продольных возмущений. Для реализации данной методики используется набор из нескольких одинаковых элементов шероховатости, расположенный на передней кромки исследуемого крыла. После включения набегающего потока по расположению самой

интенсивной продольной структуры можно судить о местоположении области максимальной восприимчивости. Для модели скользящего крыла такая область была найдена ранее и описана в работе [14]. В данной случае при использовании методики жидкокристаллической термографии трехмерная шероховатость располагалась на расстоянии 64.2° от линии симметрии профиля крыла. При термоанемометрических измерениях угол составлял 68.7° .

2.1.2.5 Методика контролируемых возмущений

Возбуждение вторичных возмущений производилось с помощью динамика громкоговорителя, установленного в диффузоре трубы и соединенного с генератором звуковых синусоидальных сигналов. Частота акустического поля выбиралась, исходя из анализа спектров пульсации скорости и отклика среднего течения на акустическое воздействие. Громкость звука измерялась шумомером 2310SL, расположенным на верхней плоскости крыла в районе двумерной шероховатости, и при отсутствии аэродинамического потока составила 90 дБА.

2.1.2.6 Жидкокристаллическая термография

Первое применение жидких кристаллов в аэрофизическом эксперименте состоялось в 1968 году [39]. С тех пор данный метод зарекомендовал себя, как хорошо пригодный для визуализации и получения первичных данных о структуре течения в пограничном слое без влияния на поток.

Холестерические жидкие кристаллы обладают свойством спиральности: благодаря слоистому строению, молекулы кристаллов на каждом слое выстраиваются параллельно некоторой оси, и при переходе на новый слой осуществляется небольшой поворот оси, который ведет к формированию спирали с определенным шагом. С изменением температуры меняется и шаг спирали. Таким образом, если освещать кристаллы белым светом, то можно наблюдать селективное отражение света. Внешние воздействия изменяют длину волны и интенсивность селективного

отражения, а следовательно, и цвет жидких кристаллов. Развернутое описание, методы обработки изображений и экспериментальное применение представлено в [40].

Жидкокристаллическая термография зарекомендовала себя, как метод, способный качественно предоставить информацию о наличии продольных структур, расположении ламинарно – турбулентного перехода, а также выявить места отрыва и присоединения потока.



Рис. 7 Рабочий диапазон температур жидкокристаллической пленки

Для экспериментальных исследований на передней кромке скользящего крыла использовалась пленка с рабочим диапазоном температур от 30 до 33° С (рис. 7). Подогрев поверхности осуществлялся с помощью омического нагревателя, который располагался вместе с пленкой на передней кромке скользящего крыла (рис. 8).

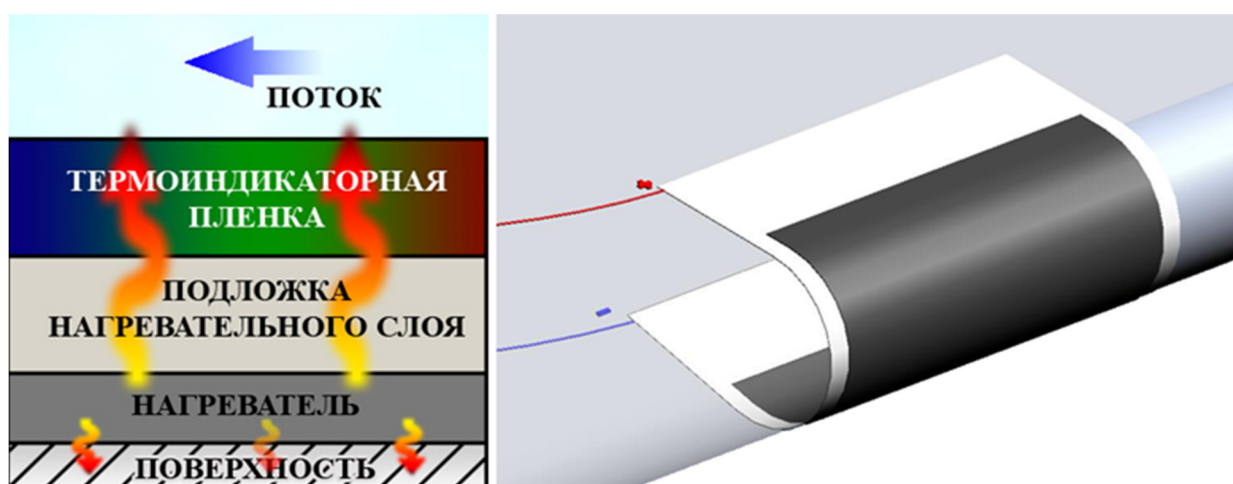


Рис. 8 Компонновка и расположение пленки и нагревателя на передней кромке крыла

Выбор методики жидкокристаллической термографии, как одного из основных инструментов исследования, обусловлен рядом преимуществ: во-первых, получение данных о структуре течения происходит без загрязнения исследуемой области, в сравнении с методами саже – масляных и нафталиновых покрытий. Во-вторых, используя данную методику, можно получить панорамные и наглядные картины визуализации, которые, в-третьих, будут отличаться достаточно хорошей информативностью [41] в сравнении с упомянутыми выше методами.

Одним из недостатков методики ЖК термографии считается нагрев набегающего потока. При работе омического нагревателя его оценочная мощность составляет 2 % от мощности двигателя аэродинамической трубы. Таким образом, для данных экспериментальных исследований такой нагрев потока не является существенным. К тому же в работе [42] было показано, что регулярный перегрев поверхности на 10 – 15° С не влияет на поперечный масштаб продольных структур.

При работе с методикой жидкокристаллической термографии часть пленки находилась на криволинейной поверхности крыла, что доставляло сложность в восприятии пространственного роста продольных возмущений. Для решения данного вопроса в среде Matlab проводилась обработка полученных картин визуализации. В итоге получалось изображение в координатах поверхности без пространственных искривлений. Процесс получения изображений представлен на рисунке 9.

Для получения развернутого изображения в начале на поверхности модели крыла размещался лист бумаги с периодической сеткой из точек, расстояние между которыми составляло 8 мм, и делалась фотография данного листа. Затем, на втором этапе, убиралась лишняя информация, и производилось сопоставление координат поверхности и изображения. После лист с точками убирался и на его место устанавливалась жидкокристаллическая пленка, с помощью которой происходил сбор данных.

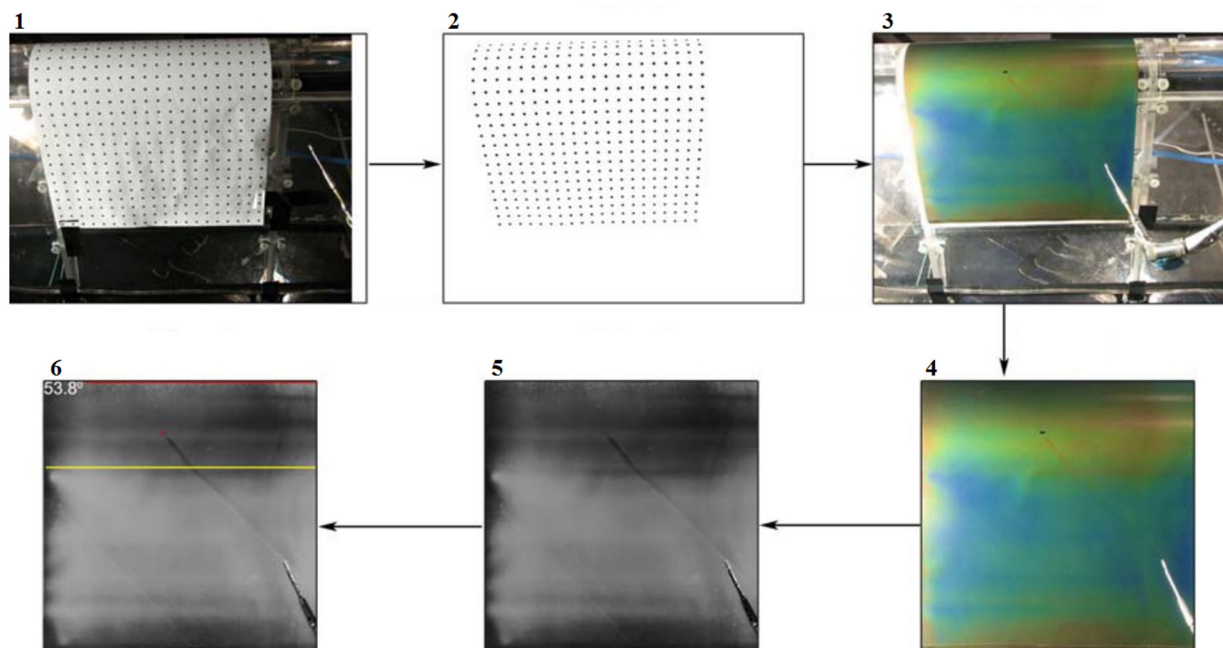


Рис. 9 Этапы получения развернутого изображения [14]

После получения необходимых данных проводилось пространственное преобразование с помощью информации, полученной на втором этапе, для получения картинки в координатах поверхности. Далее проводилась работа с цветовыми пространствами полученных изображений для лучшего представления информации и нанесение необходимых обозначений на финальное изображение.

2.1.2.7 Термоанемометрия

Для получения количественных данных применялась методика термоанемометрии.

Работа термоанемометра основана на зависимости теплоотдачи нагретого чувствительного элемента от скорости. Нить термоанемометра толщиной 5 мкм помещают в поток, нагревая выше температуры окружающей среды. При наличии набегающего потока происходит ее охлаждение. Чтобы сохранить температуру нити постоянной, производится подбор необходимого значения тока для поддержания сопротивления на

постоянном уровне. Теплоотдача от нагретой нити вычисляется с помощью закона Кинга:

$$\frac{J^2 R_w}{R_w - R_0} = A + B\sqrt{U_\infty},$$

где J – электрический ток, проходящий через нить;

R_w – сопротивление нити;

R_0 – сопротивление нити при комнатной температуре;

U_∞ – скорость набегающего потока.

Коэффициенты A и B определяются непосредственно из эксперимента.

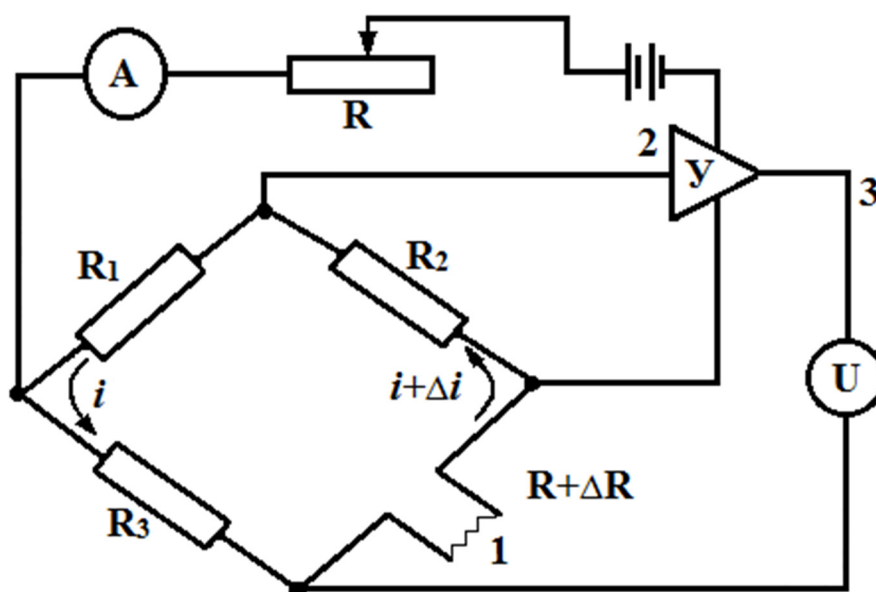


Рис. 10 Схема термоанемометра постоянного сопротивления:

1 – нить, 2 – усилитель, 3 – выходной сигнал

В работе использовался термоанемометр постоянного сопротивления (рис. 10). Измерения проводились с помощью однониточного датчика, нить которого перед началом эксперимента была ориентирована параллельно плоскости крыла и перпендикулярно скорости набегающего потока. Датчик термоанемометра тарировался вблизи насадка трубки Пито – Прандтля, в интервале скоростей воздушного потока от 0 до 16 м/с.

Термоанемометрические измерения проводились над плоской частью крыла по двумерным косоугольным сеткам. Конфигурация сеток была выбрана из соображений уменьшения времени одной серии измерений. В

результате были получены трансверсальные сечения потока при различных внешних условиях.

2.1.3 Результаты отработки экспериментальных методик

2.1.3.1 Жидкокристаллическая термография

Отработка использования методики жидкокристаллической термографии состояла в получении картин визуализации течения на поверхности скользящего крыла при наличии элементов шероховатости на передней кромке. На первом этапе эксперимента было исследовано влияние двумерного элемента на след, формирующийся за трехмерным элементом шероховатости. При этом сам двумерный элемент шероховатости располагался на плоской части крыла. Влияние исследовалось за счет изменения высоты двумерного элемента. На рисунке 11 видно, что при расположении одиночного трехмерного элемента шероховатости (рис. 11a) происходит формирование двух противовращающихся структур. Одна из них быстро угасает (p_1) в то время как амплитуда второй (p_2) достигает своего насыщения (p_3). При расположении двумерного элемента шероховатости высотой $h_{2D} = 0.26$ мм (рис. 11b) никаких видимых изменений в структуре возмущения не наблюдается. При дальнейшем увеличении высоты двумерного элемента наблюдается формирование дополнительных стационарных структур (рис. 11c, p_4); усиление пульсаций (рис. 11d, p_5) и зарождение вихрей в следе за трехмерным элементом шероховатости (рис. 11e, p_6 и 11f, p_6).

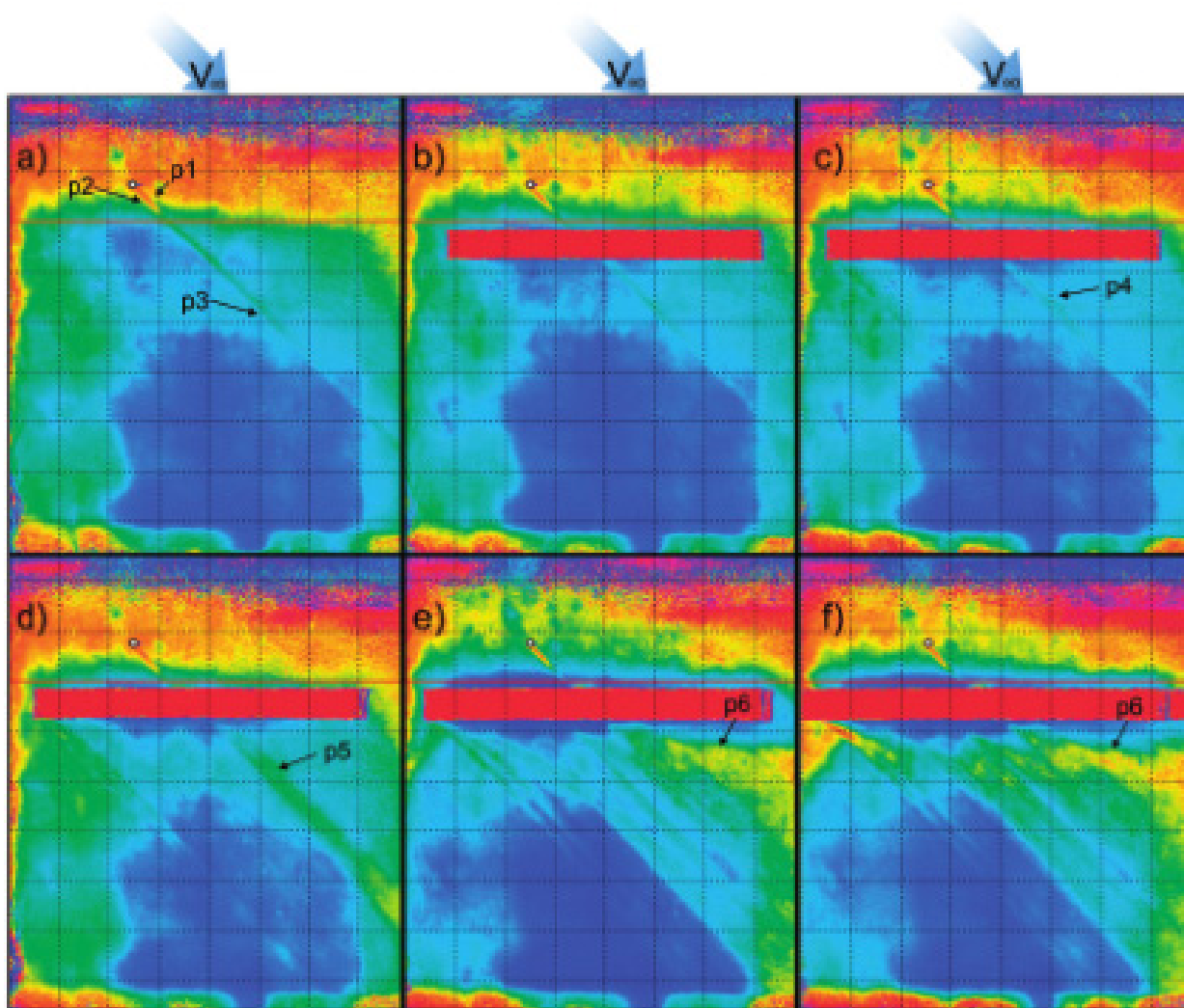


Рис. 11 Визуализация с помощью ЖКТ для различных высот двумерного элемента шероховатости. $a - h_{2d} = 0$ мм; $b - h_{2d} = 0.26$ мм; $c - h_{2d} = 0.52$ мм; $d - h_{2d} = 0.78$ мм; $e - h_{2d} = 1.56$ мм; $f - h_{2d} = 1.82$ мм

Было отмечено, что при высоте $h_{2D} = 0.91$ мм за двумерным элементом шероховатости формируются продольные структуры (рис. 12b, p1). В тоже время изменения в высоте двумерного элемента шероховатости ведут к появлению различных длин волн стационарных структур (рис. 12b, p1 и 12c, p2) и создает благоприятные условия для развития возмущений (рис. 12c, p3).

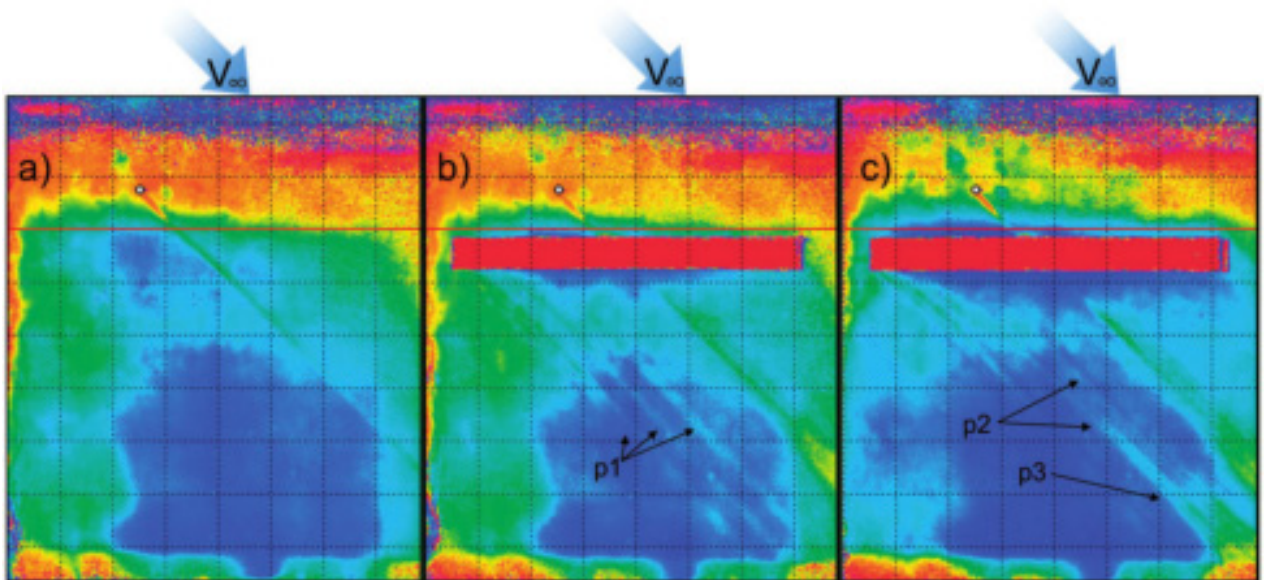


Рис. 12 Влияние высоты двумерной шероховатости h_{2D} на развитие стационарных структур: а) $h_{2D} = 0$ мм, б) $h_{2D} = 0.91$ мм, в) $h_{2D} = 1.3$ мм

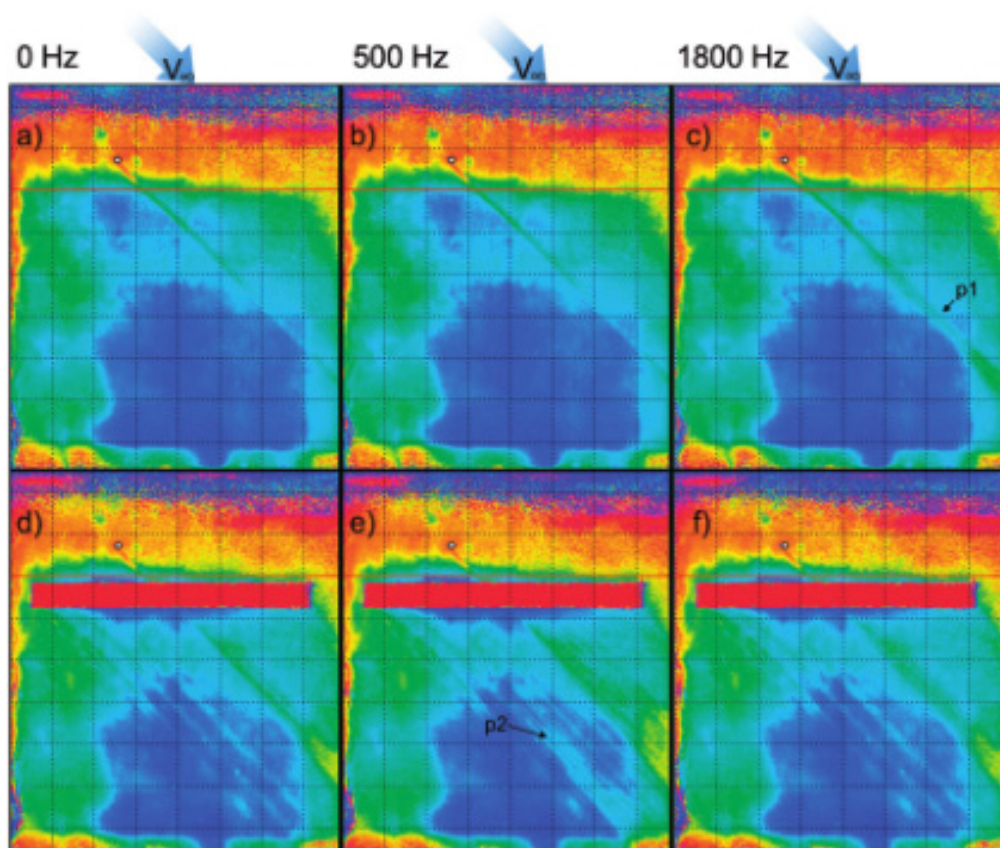


Рис. 13 Возбуждение вторичных возмущений акустическим полем частотой f : а,д) $f = 0$ Гц; б,е) $f = 500$ Гц; в,ф) $f = 1800$ Гц

На следующем этапе проводилось исследование по возбуждению вторичных возмущений за счет наложения акустического поля. На рисунке 13 представлены возмущения, которые удалось возбудить за счет наложения акустики частотой 500 (рис.13b и 13e) и 1800 Гц (рис.13c и 13f), а также приведено сравнение, когда акустическое поле отсутствует (рис.13a и 13d). Для данных измерений высота двумерного элемента шероховатости была фиксирована $h_{2D} = 0.91$ мм.

Возбуждение стационарных возмущений уединенным цилиндрическим элементом шероховатости привело к появлению пакета вторичных возмущений на частоте около 1800 Гц (рис. 13c, p1). Существенных изменений для данной частоты не наблюдается при наличии двумерного элемента шероховатости (рис. 13a). Однако стационарные возмущения, возбужденные двумерным элементом шероховатости, приводят к появлению пакета на низких частотах 500 Гц (рис. 13d, p2). Данный эффект может быть связан с различием структуры стационарных возмущений.

Таким образом, при работе с жидкокристаллической пленкой удалось увидеть наличие продольных структур, формирующихся на трехмерном и двумерном элементе шероховатости, а также вторичные структуры, развивающиеся под действием наложения акустического поля.

2.1.3.2 Термоанемометрия

Измерения с помощью термоанемометрии проводились как за трех- и двумерными элементами, так и непосредственно над поверхностью двумерного элемента шероховатости.

На рисунке 14a представлены результаты измерений, проведенных с помощью термоанемометрии над двумерным элементом шероховатости. Видно, что продольные структуры начинают формироваться на переднем краю двумерного элемента, и трансверсальный масштаб этих возмущений составляет 4-8 мм. Наложение акустического поля частотой 700 Гц приводит к появлению сигнала с амплитудой до 0.015%. Более того, достижение

максимальных значений происходит в точках перегиба в трансверсальном распределении скорости.

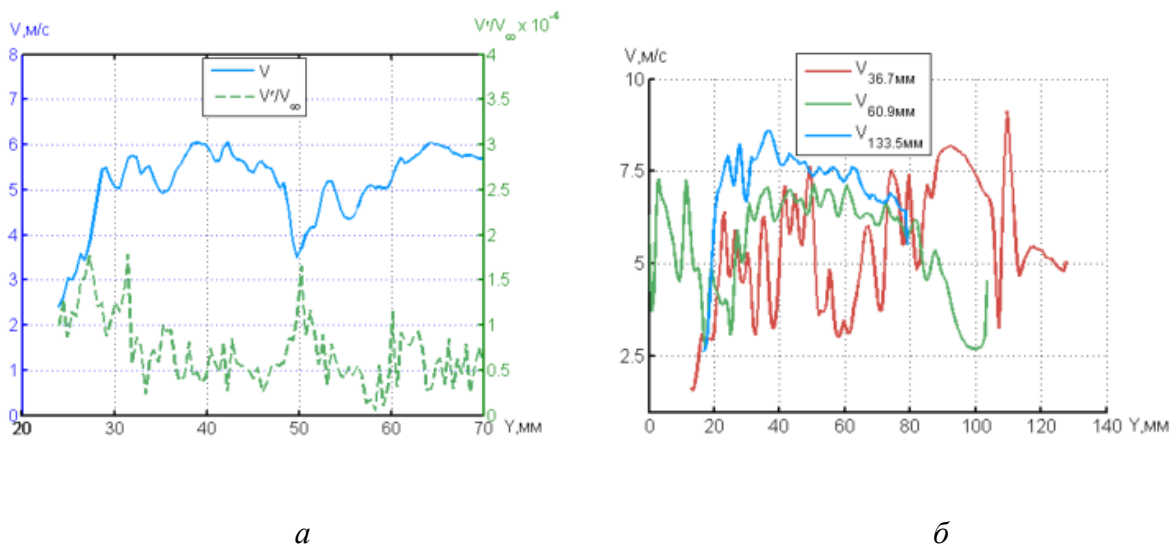


Рис. 14 Распределение средней скорости и амплитуды возбужденной моды частотой 700 Гц над двумерным элементом шероховатости (а); распределение скорости за двумерным и трехмерным элементами шероховатости на разных расстояниях X_w (б)

Было измерено распределение средней скорости за двумерным элементом шероховатости на различных расстояниях от нее ($X_w = 36.7; 60.9; 133.5$ мм) (рис. 14б). В данном случае трансверсальный масштаб продольных возмущений равен 4-5 мм, что лежит в диапазоне возмущений, которые зарождаются на передней кромке двумерного элемента шероховатости. Амплитуда данных возмущений уменьшается вниз по течению. Здесь не рассматривались структуры, формирующиеся на боковых концах двумерного элемента шероховатости.

На рисунке 15 представлены распределение осредненной по времени скорости и амплитуды частотой 700 Гц за двумерным элементом шероховатости. Измерение проводилось на расстоянии $X_w = 39$ мм, акустическое поле здесь было разных уровней громкости. На графике видно, возбуждение вторичных возмущений происходит вблизи точек перегиба в трансверсальном направлении средней скорости. Для удобства отображения и сравнения результатов амплитуда возмущений, возбужденных акустикой 65 дБА, была уменьшена в 10 раз.

Спектры пульсации скорости были измерены в точке $X_w = 39$ мм, $Y = 47.2$ мм (рис. 16). Видно, волновой пакет лежит в диапазоне частот от 400 до 900 Гц. Наложение акустики 65 дБА ведет к возбуждению моды 700 Гц, но не вносит никаких изменений в остальной спектр. Тем не менее, это является причиной появления второй гармоники вторичного возмущения.

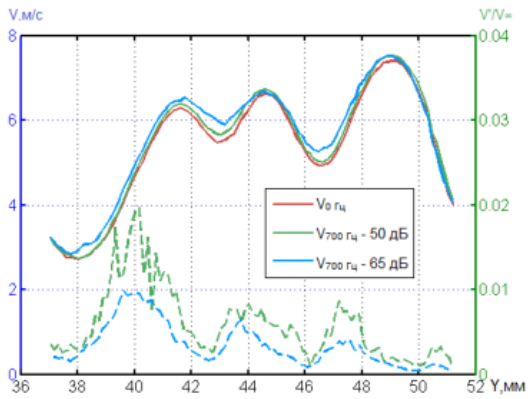


Рис. 15 Распределение средней скорости (сплошные линии) и амплитуды 700 Гц моды (пунктирные линии) за двумерной шероховатостью на расстоянии $X_w = 39$ мм

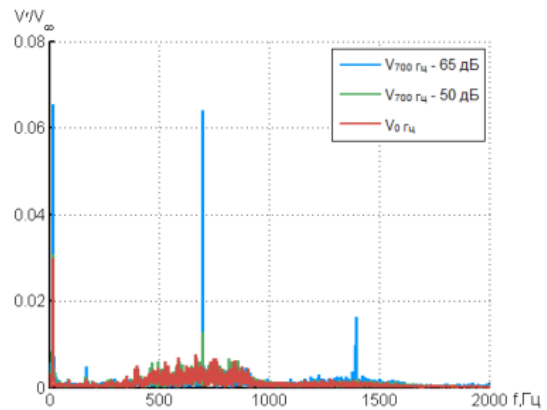


Рис. 16 Спектры пульсаций в точке $X_w = 39$ мм, $Y = 47.2$ мм

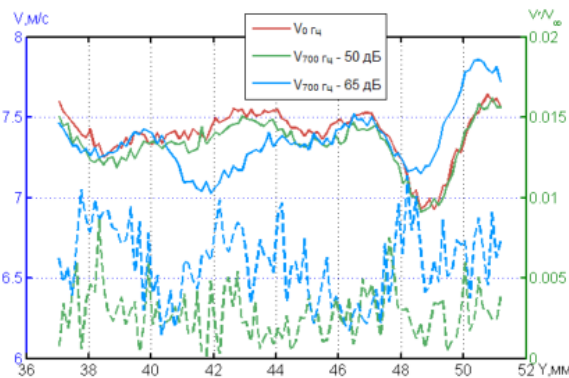


Рис. 17 Распределение средней скорости (сплошные линии) и амплитуды 700 Гц моды (пунктирные линии) за двумерной шероховатостью на расстоянии $X_w = 94$ мм

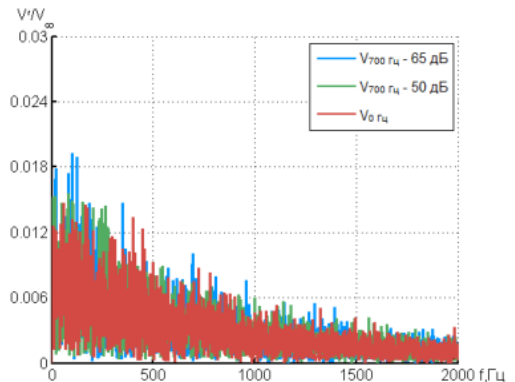


Рис. 18 Спектры пульсаций в точке $X_w = 94$ мм, $Y = 47.9$ мм

На рисунке 17 представлено распределение осредненной скорости и амплитуды 700 Гц для $X_w = 94$ мм. Видно, что в сравнении с $X_w = 39$ мм, распределение скорости имеет более сглаженный вид. Распределение довольно зашумлено, максимумы слабо выражены и амплитуда вторичных возмущений меньше. Измеренный спектр скорости для $X_w = 94$ мм, $Y = 47.9$ мм является турбулентным, и определить моду 700 Гц не предоставляется возможным (рис. 18).

Для исследования вторичных возмущений был использован метод контролируемых возмущений. Измерения проводились вдоль оси X_w при фиксированном Y . Из-за существенно высокой скорости набегающего потока и большой высоты двумерного элемента шероховатости наблюдается увеличение амплитуды моды 700 Гц до $X_w = 46$ мм и, затем, ее спад (рис. 19). Измерения фазы по траектории показали наличие бегущих вторичных возмущений и то, что их длина волны гораздо меньше в сравнении с акустическими возмущениями (рис. 20).

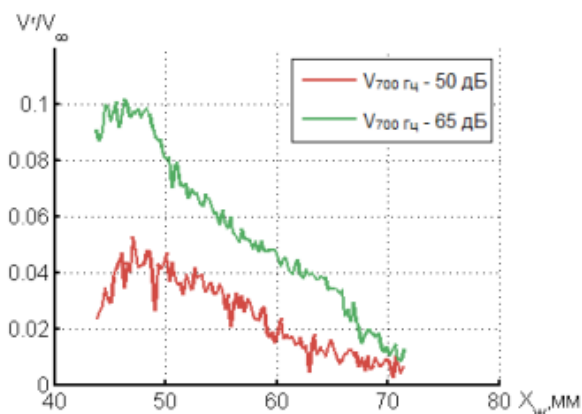


Рис. 19 Изменение амплитуды возмущения 700 Гц моды при $Y = 49.2$ мм

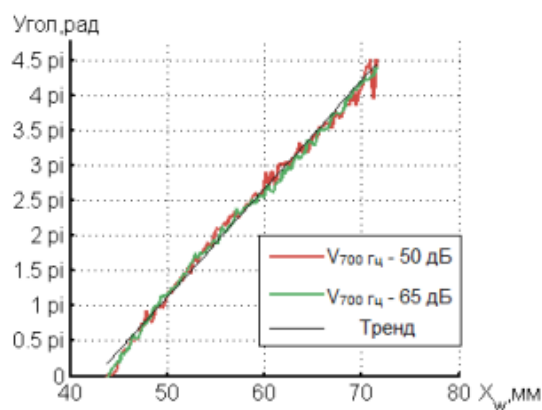


Рис. 20 Изменение фазы возмущения 700 Гц моды при $Y = 49.2$ мм

2.1.4 Выводы

Было обнаружено, что двумерный элемент шероховатости оказывает дестабилизирующее влияние на развитие возмущений, формирующихся за трехмерным элементом. Также было показано, что сам двумерный элемент шероховатости приводит к появлению стационарных возмущений. Наблюдается отличие в частотном составе нарастающих вторичных возмущений в стационарных структурах, порожденных трехмерным и двумерным элементами шероховатости. С помощью термоанемометрии было показано, что зарождение продольных структур происходит на переднем крае двумерного элемента шероховатости. Также было найдено, что формирование вторичных возмущений происходит над двумерным элементом в области точек перегиба в трансверсальном распределении скорости. Задний край двумерного элемента приводит к появлению локального отрыва. Это способствует резкому росту возмущений.

2.2 Выводы по главе

- Исследования показали качественное совпадение результатов, полученных с помощью методики жидкокристаллической термографии и термоанемометрии. Уточнение результатов визуализации количественными данными, полученными с помощью термоанемометра, позволило обнаружить более точное место формирования продольных и вторичных возмущений за двумерным элементом шероховатости;

- Освоена методика жидкокристаллической термографии при работе с моделью скользящего крыла. Апробирована на примере возбуждения продольных возмущений с помощью элементов шероховатости.

Глава 3. Элементы шероховатости на поверхности летающего крыла

3.1 Скользящее крыло. Термоанемометрия

3.1.1 Мотивация и цели

В работе со скользящим крылом измерения в помощью термоанемометрии были получены в течение двух серий экспериментов. Данная серия посвящена детальному исследованию процессов, возникающих при обтекании двумерного элемента шероховатости, расположенного на передней кромке скользящего крыла.

3.1.2 Методики

3.1.2.1 Условия измерения

Исследования проводились в аэродинамической трубе закрытого типа Т-324 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН. Поперечное сечение рабочей части трубы $1000 \times 1000 \times 4000$ мм. Контроль скорости набегающего потока U_0 осуществлялся с помощью трубки Пито – Прандтля, соединенной с электронным манометром. Эксперимент проводился при $U_0 = 9.2$ м/с. Степень турбулентности набегающего потока не превышала 0.03 %, температура воздуха в рабочей части трубы составляла 22 °С.

3.1.2.2 Модель крыла

Для проведения экспериментальных исследований была выбрана модель скользящего крыла из органического стекла (полиметилметакрилат) с углом скольжения $\chi = 45^\circ$. Крыловой профиль образован цилиндром радиусом 40 мм и двумя сходящимися плоскостями. Размах крыла 980 мм, хорда 400 мм. Нежелательные возмущения, формирующиеся на стенках трубы, отсекались концевыми шайбами (рис. 21), установленными на модели крыла. Модель была установлена под углом атаки $\alpha = -11.1 \pm 0.2^\circ$ для формирования благоприятного градиента давления над верхней плоскостью крыла.

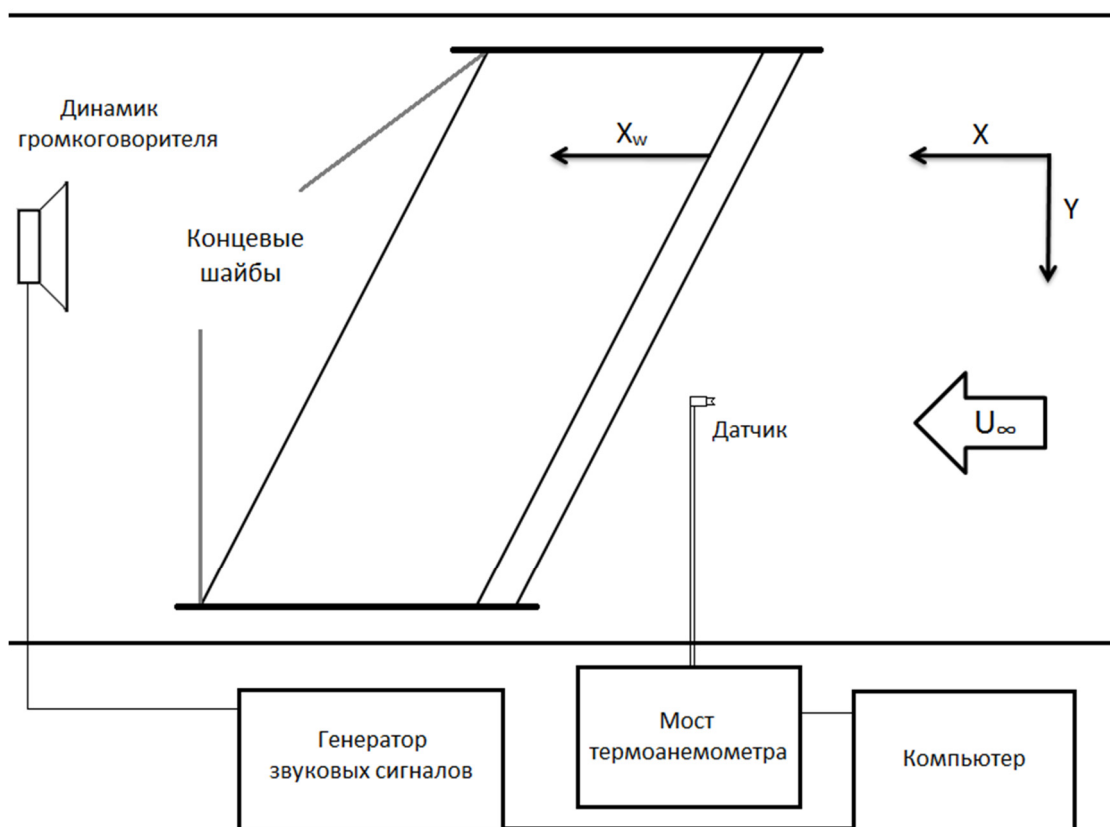


Рис. 21 Схема эксперимента

3.1.2.3 Термоанемометрические измерения

Измерения проводились с помощью однопровиточного датчика, нить которого перед началом эксперимента была ориентирована параллельно плоскости крыла и перпендикулярно скорости набегающего потока. Датчик термоанемометра тарировался вблизи насадка трубки Пито – Прандтля в интервале скоростей воздушного потока от 0 до 16 м/с. Термоанемометрические измерения проводились над плоской частью крыла по плоским сеткам измерений. Конфигурация сеток была выбрана из соображения уменьшения времени одной серии измерений. В результате получены трансверсальные сечения потока при различных внешних условиях.

3.1.2.4 Генерация стационарных возмущений

Формирование стационарных возмущений на передней кромке крыла осуществлялось с помощью цилиндрического элемента шероховатости

высотой 0.78 мм и диаметром 1.6 мм. Шероховатость располагалась на расстоянии 68.7° от линии симметрии профиля крыла. Выбор такого значения следует из работы [14], в которой для данной модели крыла в установленном интервале была найдена область максимальной восприимчивости к шероховатости. На плоской части крыла была установлена двумерная шероховатость шириной 15 мм и длиной 270 мм (рис. 22). Данный вид шероховатости был многослойным, и толщина варьировалась от 0 до 1.04 мм с шагом 0.13 мм.

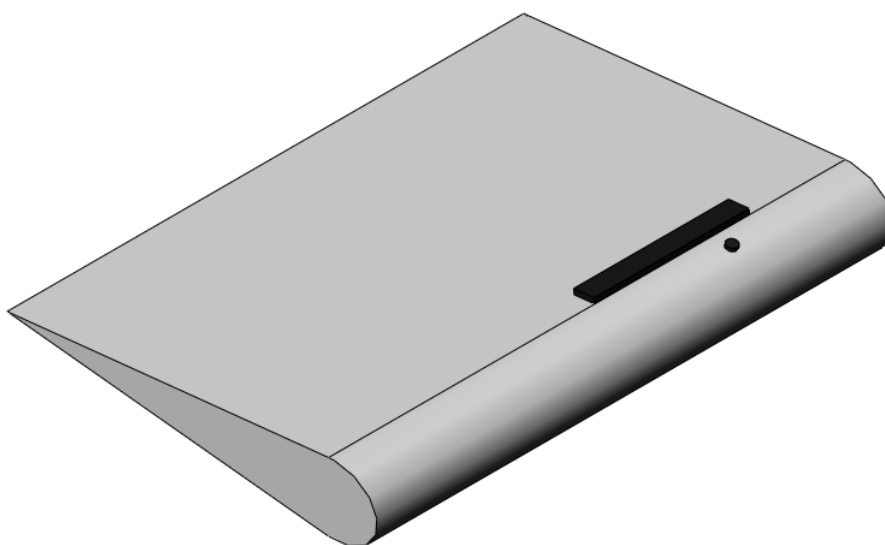


Рис. 22 Модель скользящего крыла

3.1.2.5 Методика контролируемых возмущений

Для возбуждения вторичных возмущений в диффузор трубы был установлен динамик громкоговорителя, подключенный к генератору звуковых сигналов. Частота акустического поля выбиралась исходя из анализа спектров пульсации скорости и отклика среднего течения на акустическое воздействие. Громкость звука измерялась шумомером 2310SL, расположенным на верхней плоскости крыла, в районе двумерной шероховатости при отсутствии аэродинамического потока. Она составила 90 дБА при подаче синусоидального напряжения амплитудой 6 В на динамик громкоговорителя.

3.1.3 Результаты

3.1.3.1 Условия течения

В начале измерений необходимо было убедиться в реализации благоприятного градиента давления над верхней плоскостью крыла, чтобы избежать влияния волн Толлмина – Шлихтинга на полученные результаты. Для этого были проведены термоанемометрические измерения (рис. 23а) таким образом, чтобы не попасть в пограничный слой и при этом быть достаточно близко к поверхности модели. Структура течения над верхней плоскостью крыла соответствует ожидаемой.

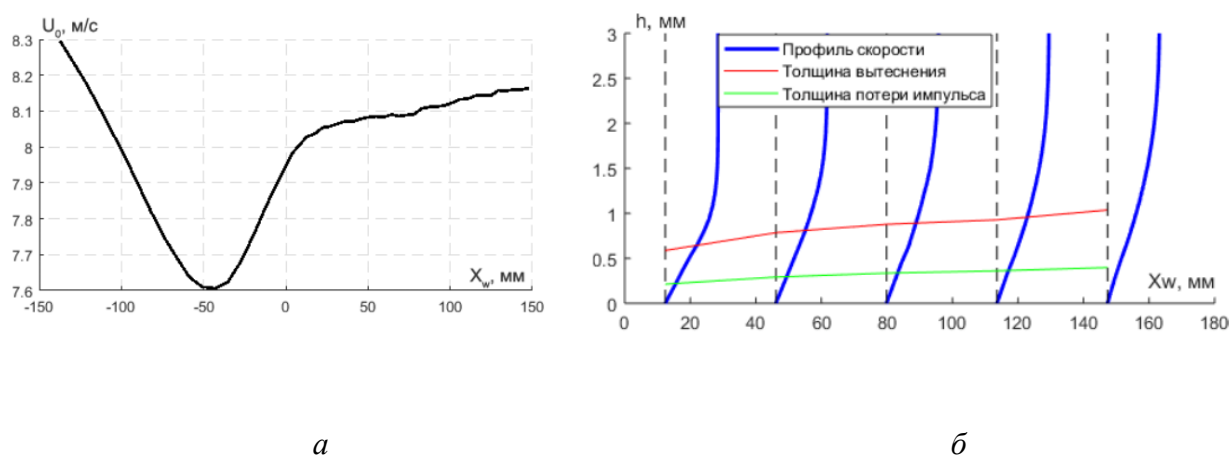


Рис. 23 Распределение средней скорости (а) и толщина пограничного слоя (б)

Следующим шагом были проведены измерения толщины пограничного слоя вдоль по потоку без двумерной шероховатости (рис. 23б). На начальных участках, соответствующих расположению двумерной шероховатости, толщина вытеснения пограничного слоя составляет 0.58 мм.

3.1.3.2 Влияние высоты двумерного элемента шероховатости на устойчивость течения

На модели крыла был размещен цилиндрический элемент шероховатости. В структуре течения отчетливо наблюдалась стационарная структура, состоящая из одной области дефекта и одной области превышения скорости (рис. 24, $h_{2D} = 0$ мм). В дополнение к цилиндрическому элементу

шероховатости на плоской части крыла устанавливалась двумерная шероховатость. Проведены термоанемометрические измерения, по результатам которых получено распределение стационарного возмущения скорости для различных высот двумерных шероховатостей (рис. 24). Ее заметное влияние на течение наблюдается, начиная с высоты $h_{2D} = 0.52$ мм – возникают дополнительные продольные структуры. Дальнейшее увеличение высоты двумерной шероховатости усиливает этот процесс, амплитуда дополнительных продольных структур становится больше, а амплитуда основного возмущения становится меньше ниже по течению.

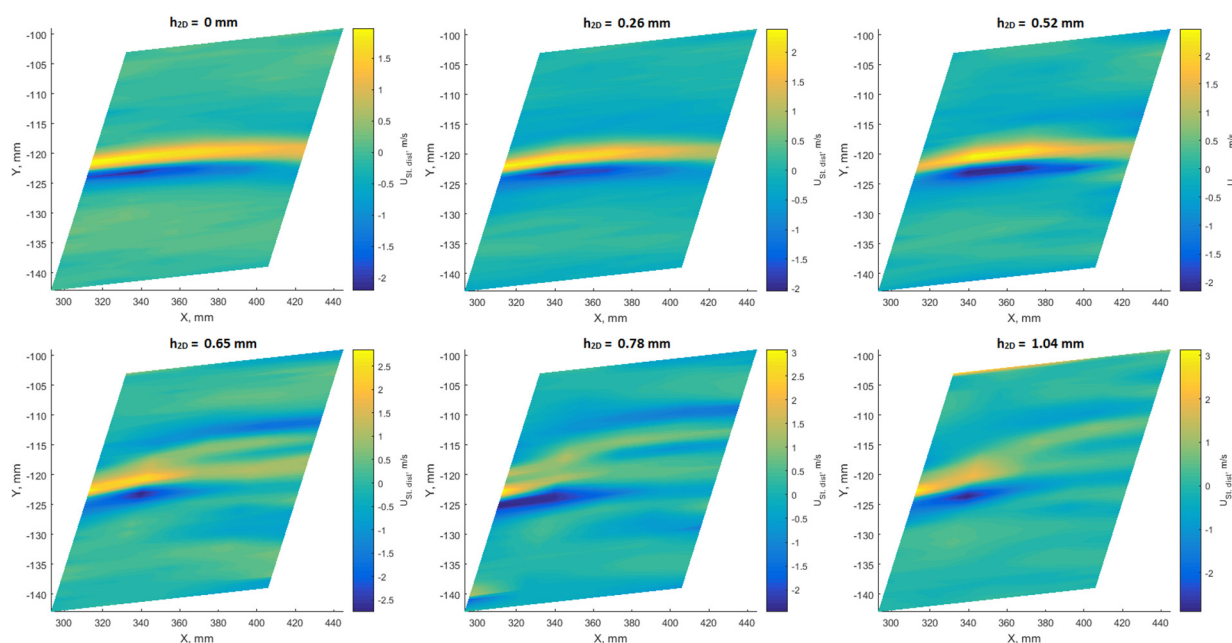


Рис. 24 Влияние высоты двумерного элемента шероховатости на распределение скорости стационарного возмущения

Дополнительную информацию после обработки приносит представление данных в виде изолиний равной амплитуды, расположенных с логарифмическим шагом (рис. 25). В представлении цвет изолинии зависит от величины скорости. В качестве нулевого значения выбран зеленый цвет. Области превышения скорости показаны изолиниями с

диапазоном цветов от зеленого к красному. Области дефекта скорости соответствует диапазон цветов от зеленого к синему.

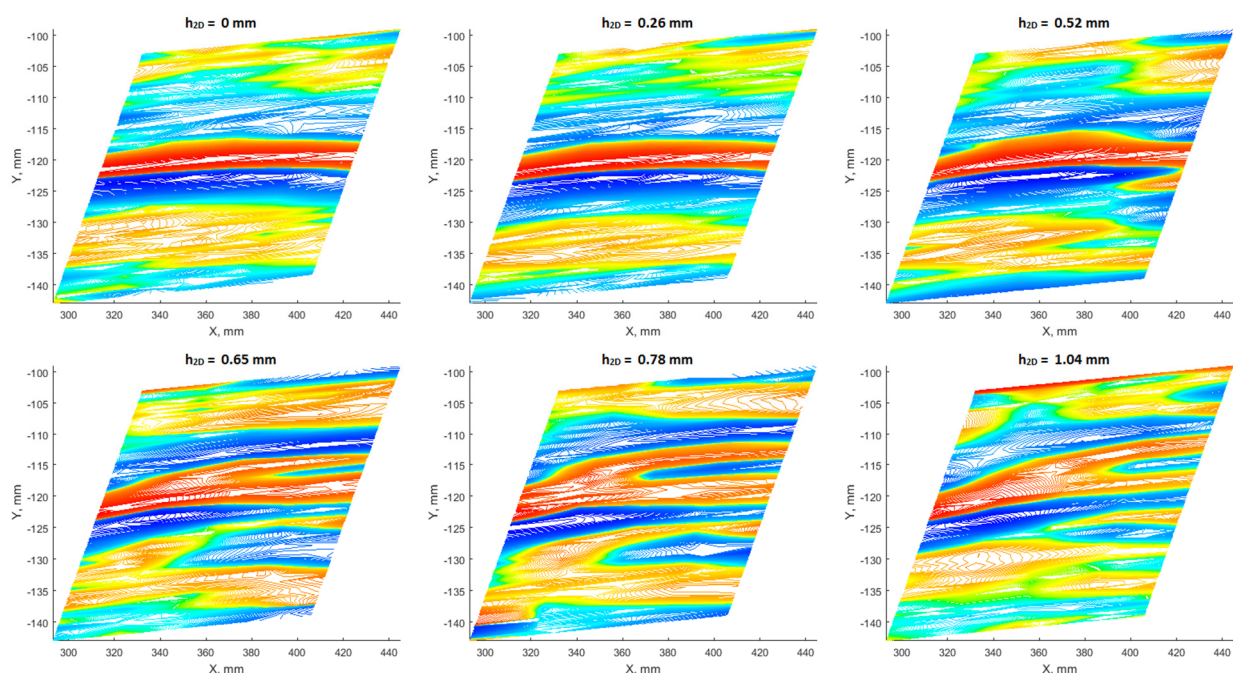


Рис. 25 Влияние высоты двумерного элемента шероховатости на стационарные возмущения за ним

Продольные структуры формируются не только за цилиндрическим элементом шероховатости, но также и за самой двумерной шероховатостью. Процессы, которые при этом имеют место, аналогичны – происходит мультипликация продольной структуры. Несмотря на то, что амплитуда продольных структур, генерируемых двумерной шероховатостью, гораздо меньше генерируемых цилиндрическим элементом шероховатости, местоположение мультипликации продольных структур примерно одинаковое.

На рисунке 26 представлены спектры пульсаций скорости в области ядра стационарного вихря для различных высот двумерного элемента шероховатости и положений вдоль по потоку. В отсутствии двумерного элемента течение в целом остается ламинарным. На начальных участках

($X_w = 30$ мм и $X_w = 57$ мм) в спектре можно выделить небольшой волновой пакет с частотным интервалом 1 – 1.8 кГц. Однако эти возмущения вдоль по потоку затухают. Двумерная шероховатость высотой 0.65 мм значительно усиливает этот волновой пакет ($X_w = 30$ мм) с частотным интервалом 1.2 – 2 кГц. Вдоль по потоку возмущения нарастают и изменяется форма спектра. Область наиболее неустойчивых частот смещается в область около 500 Гц ($X_w = 57$ мм). Уже в области $X_w = 84$ мм течение становится турбулентным. Увеличение высоты двумерной шероховатости до 0.78 мм приводит к уширению частотного интервала волнового пакета до 1.2 – 2.5 кГц ($X_w = 30$ мм). Возмущения в низкочастотной области спектра (до 1 кГц) более выражены, процесс турбулизации протекает интенсивнее, и в $X_w = 57$ мм течение практически турбулентно.

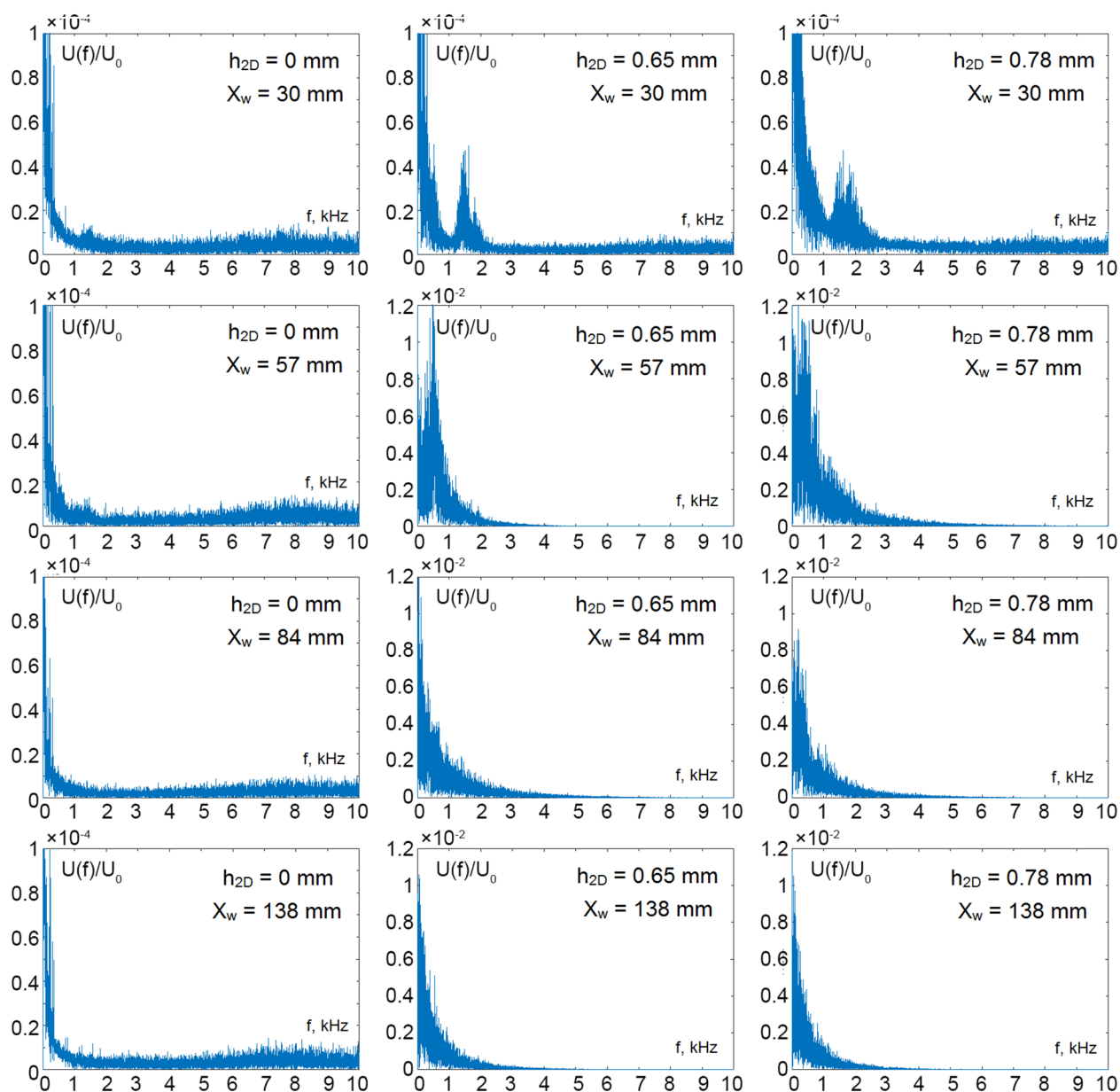


Рис. 26 Спектры пульсаций скорости в области максимумов стандартного отклонения скорости для различных высот двумерной шероховатости для четырех точек вдоль по течению

3.1.3.3 Влияние акустического поля на течение за двумерным элементом шероховатости

В предварительных измерениях было установлено, что акустическое воздействие с частотой 1.5 кГц вызывает перестроение среднего течения уже в $X_w = 30$ мм. Датчик термоанемометра был расположен в зоне максимального влияния акустического воздействия на среднее течение.

Получена зависимость скорости течения от частоты и амплитуды акустического сигнала (амплитуда синусоидального напряжения, подаваемого на динамик громкоговорителя) за двумерной шероховатостью высотой $h_{2D} = 0.78$ мм (рис. 27).

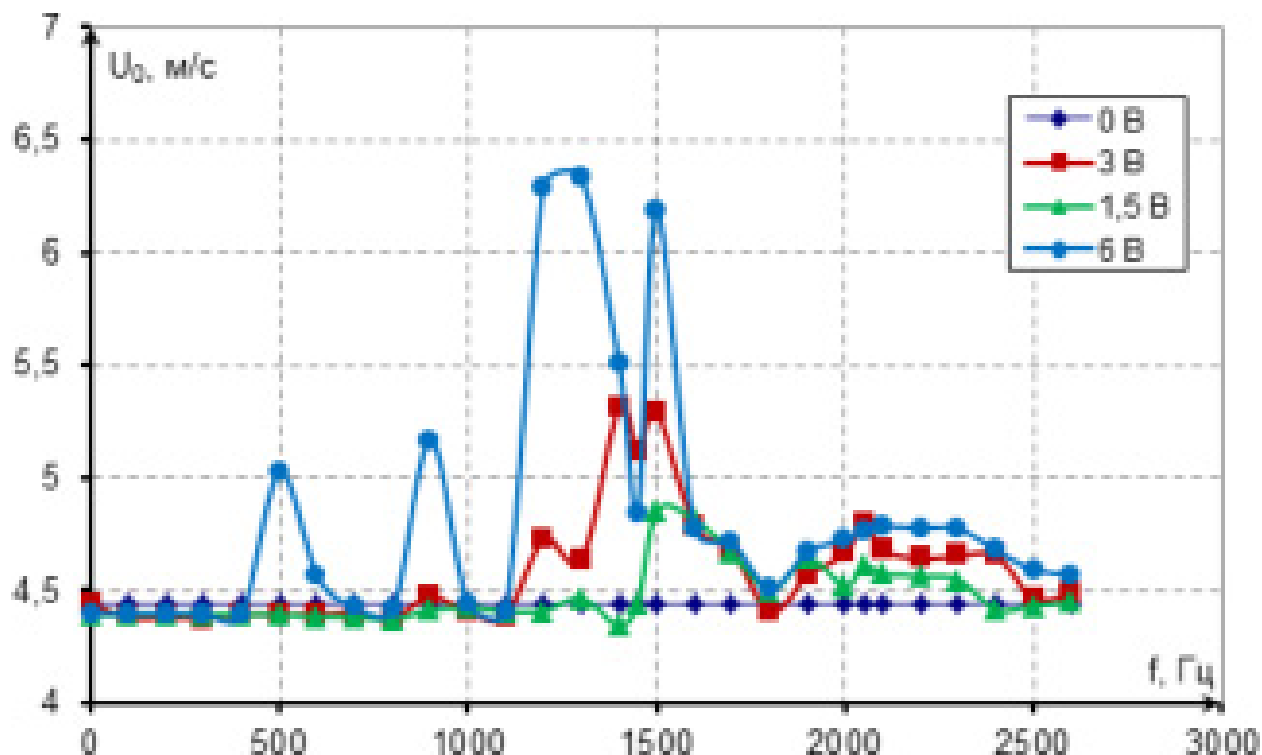


Рис. 27 Влияние частоты и амплитуды акустического сигнала на среднее течение

Наложение акустики приводит к локальному увеличению скорости. Интересным выглядит влияние амплитуды акустики на отклик среднего течения. В случае малого воздействия (1,5 В) отклик наблюдается лишь при наложении высокой частоты 1,5 кГц. Увеличение амплитуды до 6 В приводит к влиянию и низкой частоты (500 Гц). В самом общем виде данная зависимость находится в согласии со спектром пульсаций скорости, изображенном на рисунке 26 в $X_w = 30$ мм.

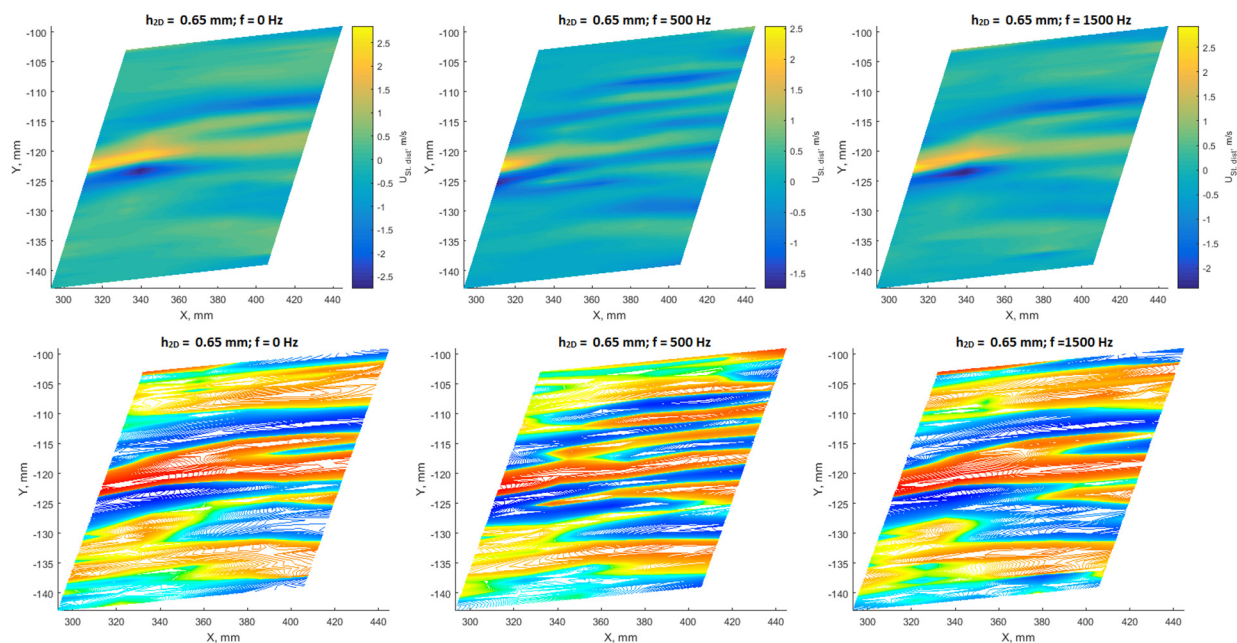


Рис. 28 Влияние акустического поля на распределение стационарного возмущения скорости за двумерным элементом шероховатости $h_{2D} = 0.65$ мм

Исходя из анализа отклика структуры пограничного слоя на акустическое воздействие, для дальнейших исследований были выбраны два частотных режима 500 и 1500 Гц. Распределение стационарного возмущения скорости за двумерной шероховатостью высотой $h_{2D} = 0.65$ мм представлено на рисунке 28 (верхний ряд). Видно, что частота звука $f = 500$ Гц приводит к сильному перестроению течения и возникновению новых продольных структур. Используя логарифмическое представление данных (рис. 28, нижний ряд), можно выделить, что конечные поперечные масштабы возмущений в режимах с наложением акустики и без наложения совпадают. Поэтому данное воздействие можно охарактеризовать как ускорение естественного процесса мультипликации. Следует подчеркнуть, что, несмотря на результаты, представленные на рисунке 27, акустическое воздействие с частотой 1500 Гц не привело к заметному перестроению течения (рис. 28).

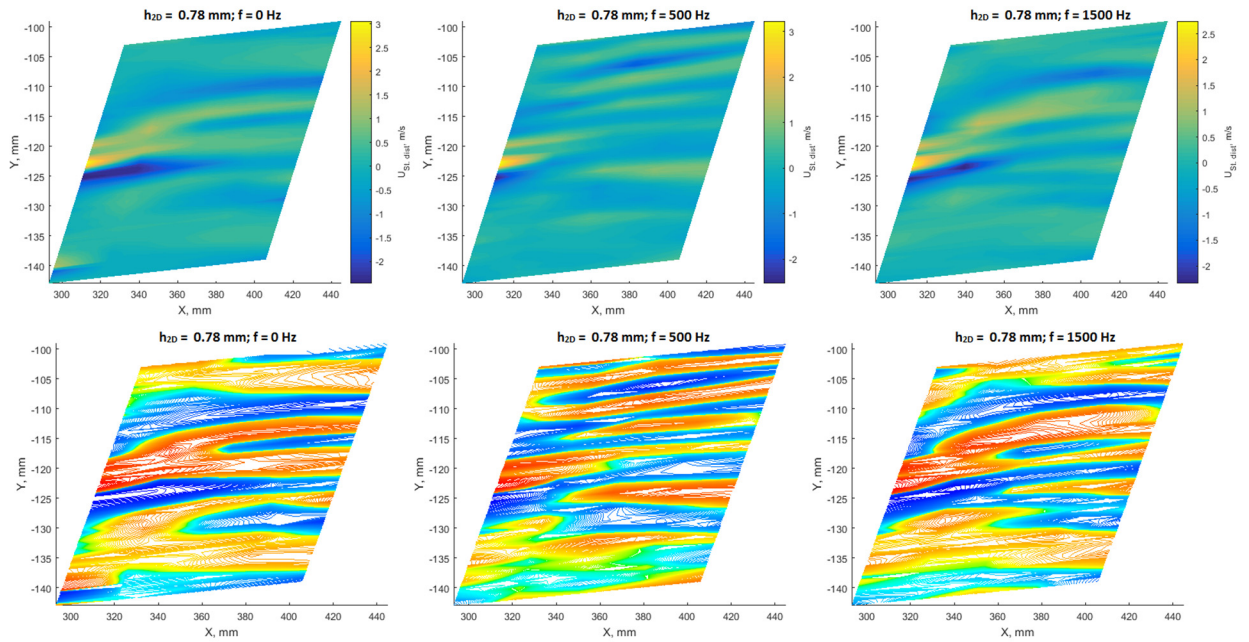


Рис. 29 Влияние акустического поля на распределение стационарного возмущения скорости за двумерной шероховатостью $h_{2D} = 0.78$ мм (верхний ряд) и логарифмическое представление этого распределения (нижний ряд)

Увеличение высоты двумерного элемента шероховатости до $h_{2D} = 0.78$ мм (рис. 29) привело к усилению отклика на акустическое воздействие частотой 500 Гц и смещению процесса мультипликации вверх по течению. Акустическое воздействие частотой 1500 Гц также способствует мультипликации, но только того возмущения, которое образовалось за цилиндрическим элементом шероховатости.

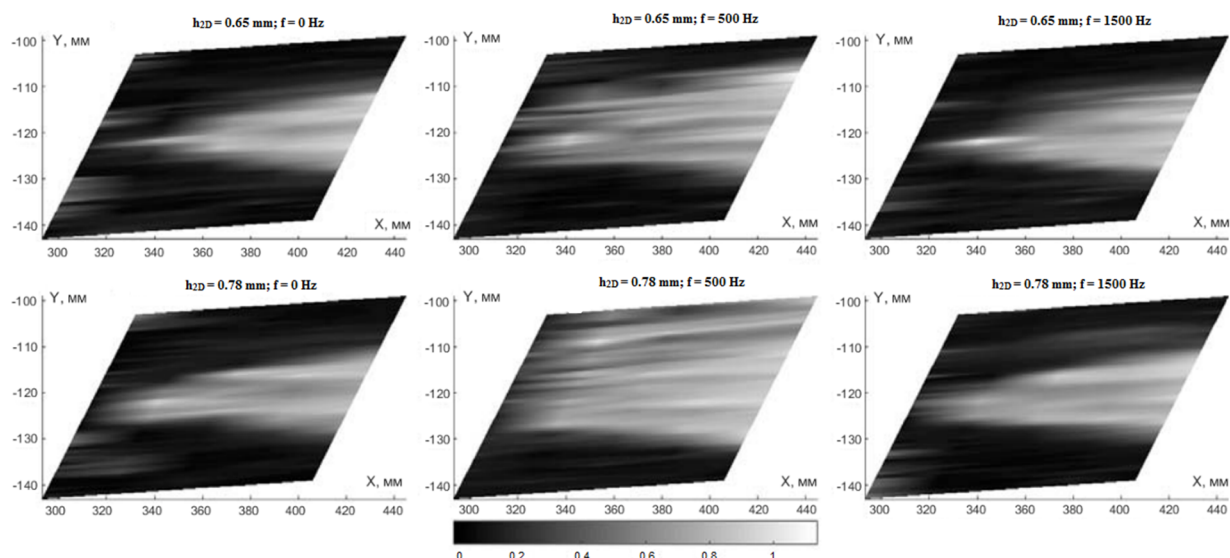


Рис. 30 Распределение стандартного отклонения пульсаций скорости над поверхностью крыла в зависимости от частоты акустики для $h_{2D} = 0.65$ мм (верхний ряд), $h_{2D} = 0.78$ мм (нижний ряд)

Влияние акустического воздействия на распределение пульсаций скорости представлено на рисунке 30. Акустическое воздействие с частотой 1500 Гц (правая колонка) практически не вносит изменений в распределение пульсаций скорости. С другой стороны, воздействие с частотой 500 Гц (средняя колонка) приводит к возбуждению возмущений на наборе стационарных структур, порожденных двумерной шероховатостью, практически одновременно. Причем с увеличением толщины двумерной шероховатости увеличивается и количество стационарных возмущений, на которых начинают развиваться пульсации скорости.

На рисунке 31 представлено распределение амплитуды контролируемого возмущения. Возмущения частотой 500 Гц действительно зарождаются на наборе стационарных возмущений. Их затухание вдоль по потоку связано с ламинарно-турбулентным переходом. За двумерной шероховатостью высотой $h_{2D} = 0.65$ мм амплитуда возмущения частотой 1500 Гц почти в 20 раз меньше моды 500 Гц. Сами высокочастотные возмущения локализованы вблизи стационарного возмущения, порожденного цилиндрическим элементом шероховатости. Они также затухают вдоль по

потоку. Этот процесс, по-видимому, также связан с ламинарно-турбулентным переходом. Увеличение высоты двумерной шероховатости до $h_{2D} = 0.78$ мм привело, с одной стороны, к увеличению максимального значения амплитуды введенного возмущения, а с другой – к более интенсивному затуханию вдоль по потоку.

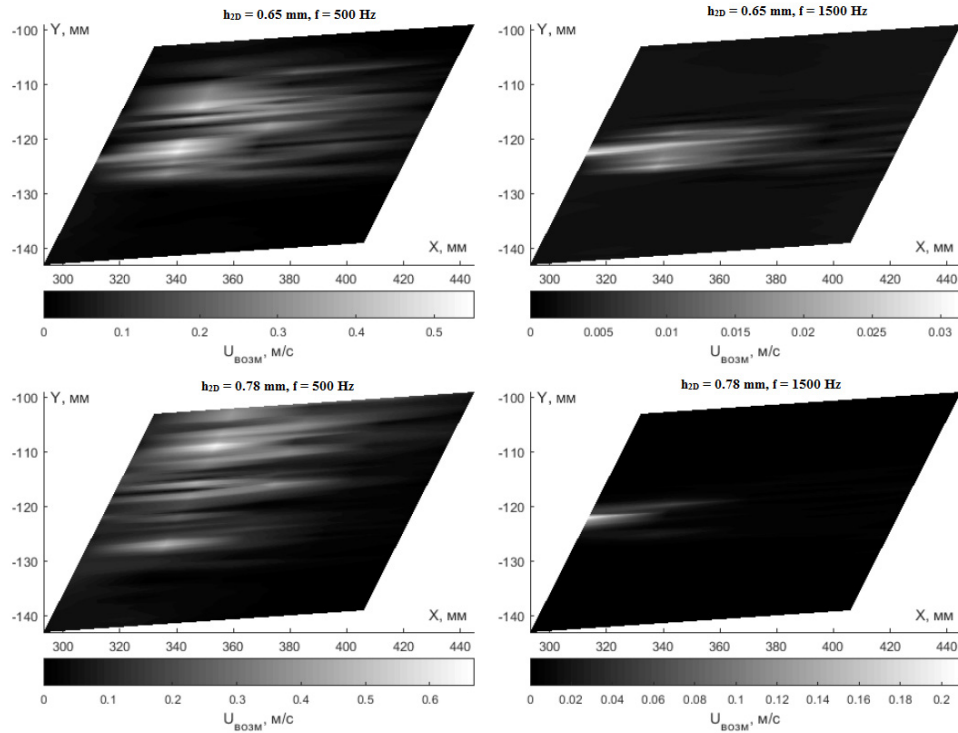


Рис. 31 Распределение амплитуды контролируемого возмущения $U(f)$ над поверхностью крыла в зависимости от частоты акустики для $h_{2D} = 0.65$ мм (верхний ряд), $h_{2D} = 0.78$ мм (нижний ряд)

3.1.4 Обсуждение результатов

В результате экспериментов установлено, что достаточно маленькая высота двумерного элемента шероховатости не оказывает влияния на течение – как невозмущенное, так и возмущенное – за цилиндрическим элементом шероховатости. Однако увеличение высоты до толщины вытеснения приводит к изменению свойств устойчивости: возникают благоприятные условия для зарождения набора продольных структур, которые, в свою очередь, приводят к возникновению волнового пакета

возмущений по механизму вторичной неустойчивости. При этом акустическое воздействие значительно ускоряет развитие вторичных возмущений, что приводит к их быстрому росту и нелинейной стадии развития. Они перестраивают среднее течение, приводя к мультипликации и усилению стационарных возмущений, а также к увеличению области с турбулентным режимом течения.

Взаимодействие стационарной структуры, порожденной цилиндрическим элементом шероховатости, с двумерной шероховатостью является достаточно сложный процесс. С одной стороны, показано усиление пакета с центральной частотой 1500 Гц, с другой – происходит модификация спектра в сторону более низких частот. Из сравнения данных, полученных на двумерных шероховатостях высотой $h_{2D} = 0.65$ мм и $h_{2D} = 0.78$ мм, выявлено, что увеличение высоты способствует уменьшению роли набегающих стационарных возмущений и усилению роли стационарных возмущений, порожденных двумерной шероховатостью в процессе ламинарно-турбулентного перехода.

3.1.5 Выводы

Результаты данного исследования находятся в качественном согласии с результатами работы [43]. Возмущения с частотой 1500 Гц были локализованы вблизи ядра стационарного вихря, возбужденного цилиндрическим элементом шероховатости.

Двумерная шероховатость локально дестабилизирует вторичные возмущения, зарождающиеся в набегающем стационарном возмущении. Двумерная шероховатость высотой с толщину вытеснения пограничного слоя и более приводит к снижению устойчивости пограничного слоя к возмущениям (в данных экспериментальных условиях это были частоты около 500 Гц). Вдоль по течению наблюдается перестроение трансверсального масштаба продольных структур.

Наложение акустического поля с частотой 500 Гц приводит к интенсификации процессов перестроения масштаба продольных структур и к увеличению области с турбулентным режимом течения.

3.2 Трапецевидное летающее крыло. ЖКТ

3.2.1 Мотивация и цели

В данной части представлены результаты экспериментального исследования по обтеканию наветренной стороны модели трапецевидного летающего крыла с установленными на поверхности элементами шероховатости. Данное крыло является моделью реально существующих действующих беспилотных летательных аппаратов (ZALA-421-04M, Tahion-3 и тд.). Использование настоящей модели крыла позволило проводить исследования при натуральных числах Рейнольдса и реальных скоростях потока, при которых и летают вышеупомянутые летательные аппараты. При проведении экспериментов на модели трапецевидного крыла требовалось адаптировать ранее изученные при работе со скользящим крылом методики и с их помощью исследовать процессы, протекающие за элементами шероховатости, расположенными на поверхности летающего крыла.

3.2.2 Методики

3.2.2.1 Условия измерений

Серия экспериментов проводилась в рабочей части дозвуковой аэродинамической трубы Т-324 Института теоретической и прикладной механики 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 Пито–Прандтля, соединенного с электронным микроманометром за счет пневмотрассы. Точность составляла до 1 %.

3.2.2.2 Исследуемая модель

В экспериментах использовалась модель стреловидного крыла с гладкой поверхностью, изготовленная из дерева и покрытая лаком. Форма модели и ее размеры представлены на рисунке 32а. Исследования проводились на наветренной стороне модели. Для формирования благоприятного градиента давления крыло устанавливалось в рабочей части трубы под отрицательным углом атаки $\alpha = -5^\circ$, и в дальнейшем это значение не менялось во всех измерительных сериях. Это позволило реализовать благоприятные условия для развития возмущений неустойчивости поперечного течения и подавить волны Толлмина–Шлихтинга. Для эксперимента была выбрана прямоугольная система координат (рис. 32b). 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 $\frac{1}{4}$ от размаха крыла.

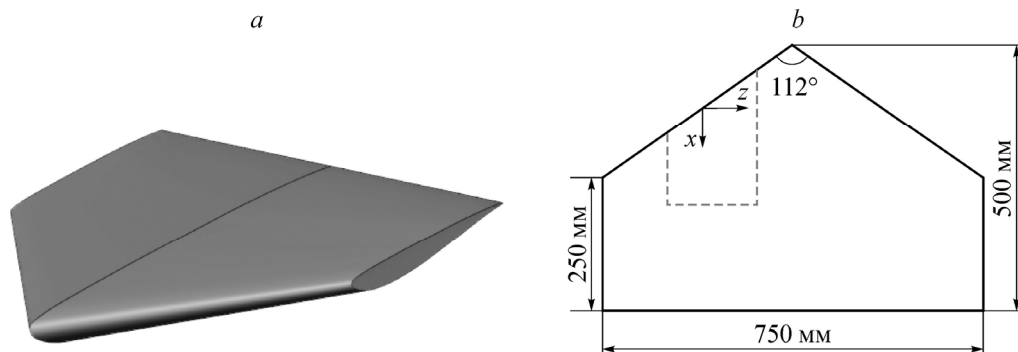


Рис. 32 Модель (a) и размеры трапециевидного летающего крыла (b).

Штриховая линия - область измерений

3.2.2.3 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 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 [43]. Полное описание метода жидкокристаллической термографии представлено в работе [40].

3.2.2.4 Термоанемометрические измерения

Количественные измерения структуры и свойств пограничного слоя проводились с использованием методики термоанемометрии постоянного сопротивления. В эксперименте использовался одноточечный датчик, нить которого была изготовлена из вольфрама диаметром 5 мкм и длиной 1.2 мм. Датчик 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 Пито–Прандтля, соединенным с микроманометром Omega PX2650-10D5V. Точность измерения давления составляла $\pm 1\%$. Позиционирование датчика термоанемометра в пространстве осуществлялось с помощью трехосевого координатного устройства. Точность позиционирования по оси Oy составляла ± 2.5 мкм, а по осям Ox и Oz — ± 10 мкм.

3.2.2.5 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.

3.2.3 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. 33). Координате $x = 0$ соответствует точка на передней кромке модели при координате $z = 176$ мм (рис. 32b). Скорость набегающего потока составляла $U_0 = 10$ м/с.

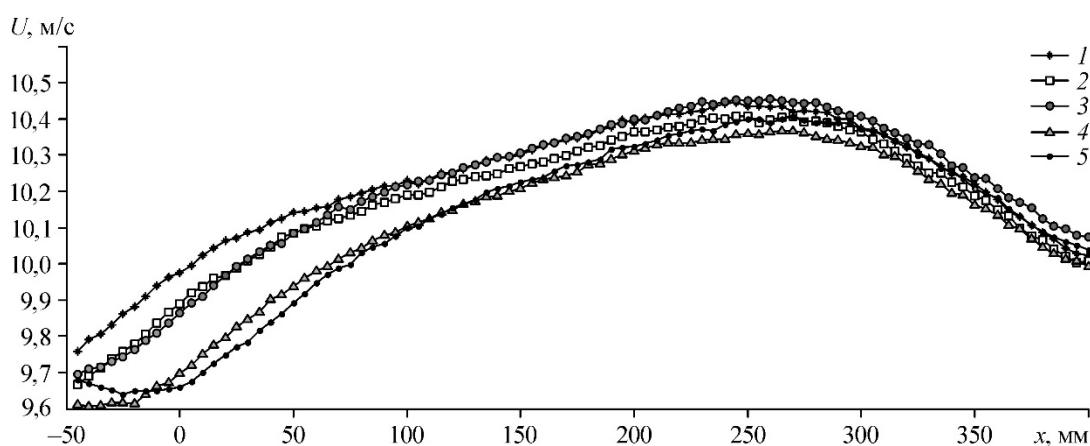


Рис. 33 Распределения средней скорости вне пограничного слоя над поверхностью модели. $z = 100$ (1), 75 (2), 50 (3), 25 (4), 0 (5) мм

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.

За значением координаты $x = 250$ 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.

3.2.3.1 Структура течения вблизи поверхности модели

Основной этап исследования выполнялся с помощью методики жидкокристаллической термографии. На рисунке 34 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 [44] при больших значениях отрицательного угла атаки.

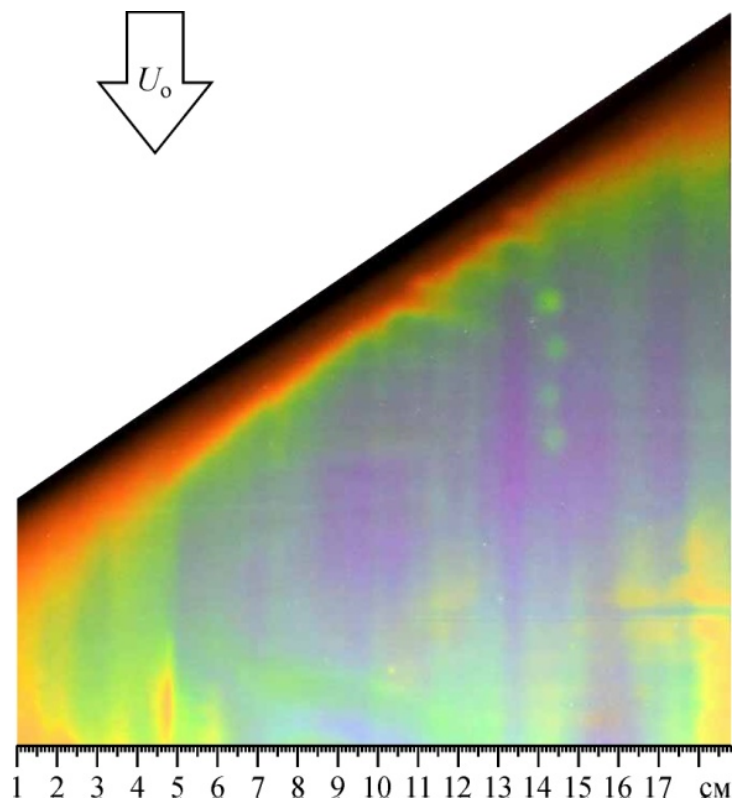


Рис. 34 Визуализация пристенного течения при $U_0 = 7.2$ м/с

С помощью методики термоанемометрических измерений были получены профили средней скорости $U(y)$ в различных точках x вниз по течению при $z = 0$ мм (рис. 35–37). 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 при всех режимах обтекания пограничный слой начинает нарастать вниз по течению, но поток на исследуемом участке крыла остается присоединенным. Сравнивая профили на рисунках 35–37, можно сделать вывод, что толщина пограничного слоя уменьшается с увеличением скорости.

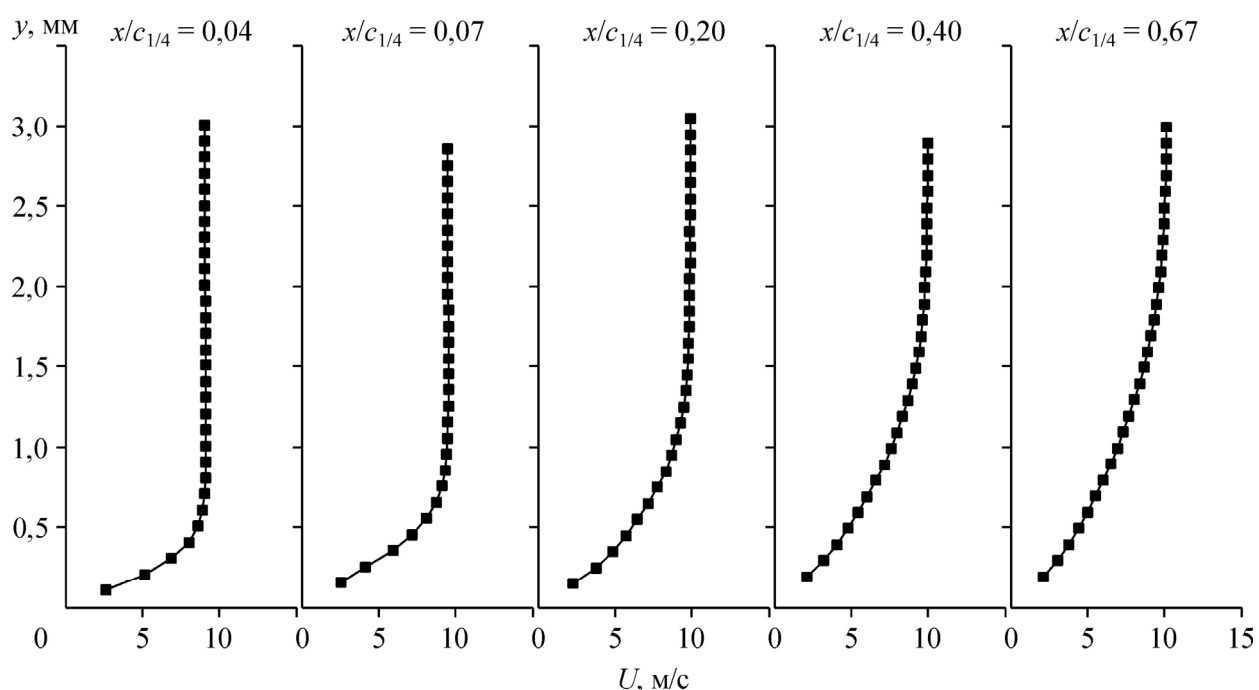


Рис. 35 Профили средней скорости в зависимости от координаты x при скорости набегающего потока $U_0 = 10$ м/с

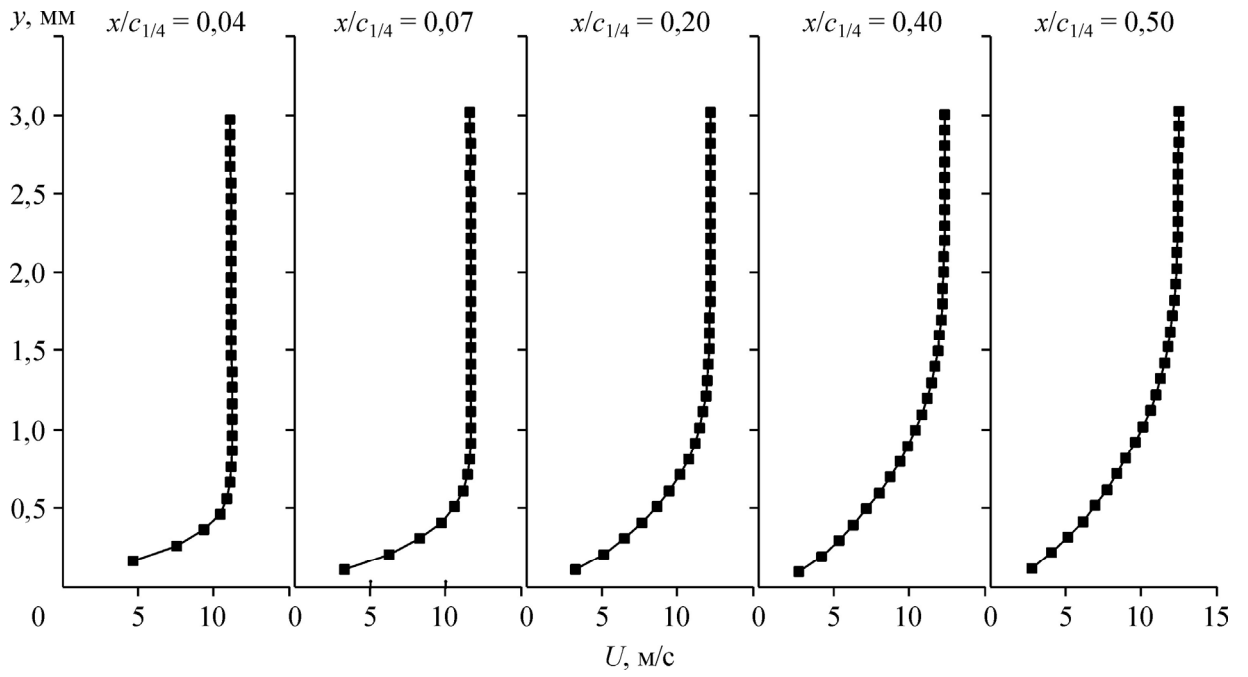


Рис. 36 Профили средней скорости в зависимости от координаты x
при скорости набегающего потока $U_0 = 12.5$ м/с

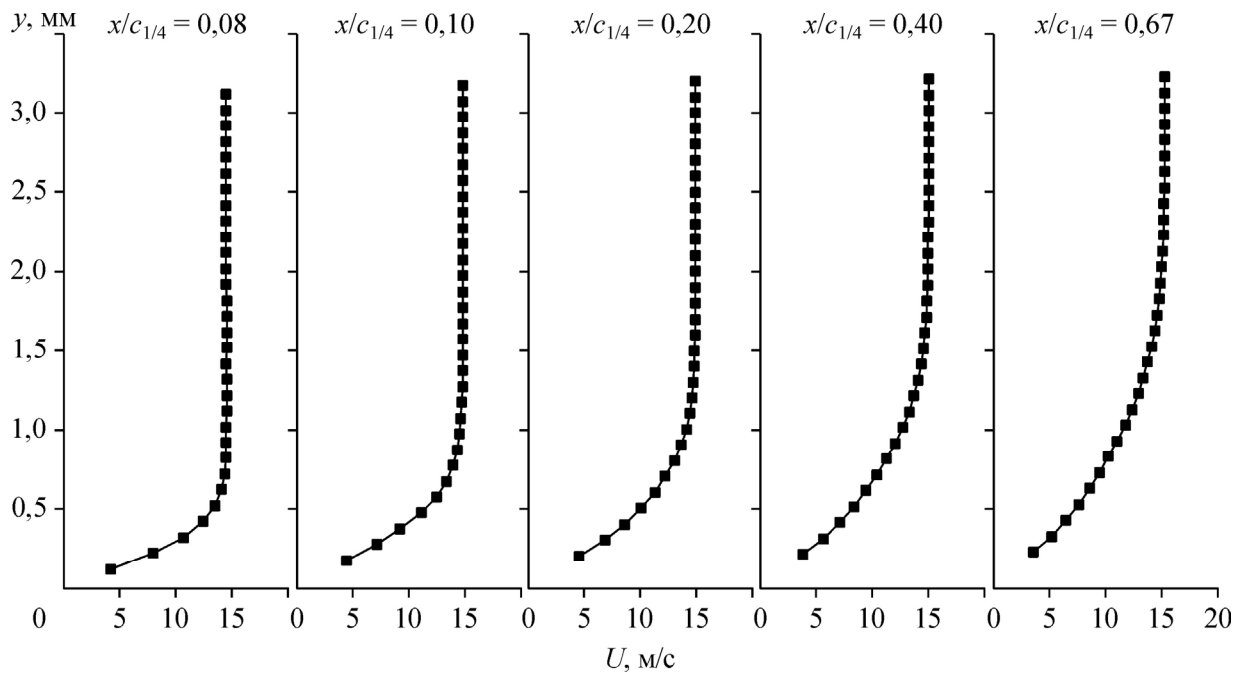


Рис. 37 Профили средней скорости в зависимости от координаты x
при скорости набегающего потока $U_0 = 15$ м/с

3.2.3.2 Влияние высоты трехмерных элементов шероховатости на структуру пограничного слоя

Следующая серия измерений 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. 38) с одинаковым диаметром, равным 1.6 мм. Набор шероховатостей располагался на расстоянии 6 мм от передней кромки, параллельно ей. Расстояние между эле-

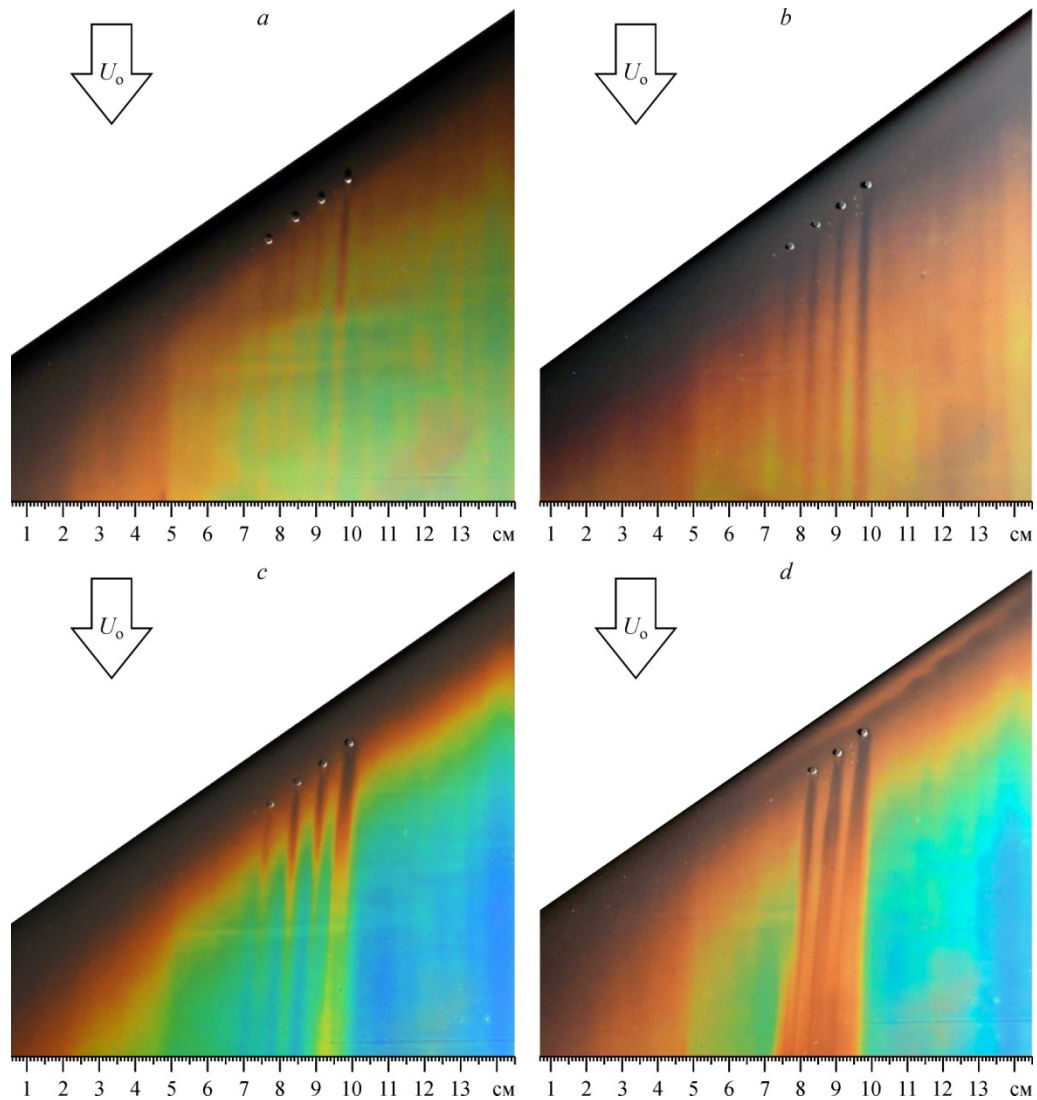


Рис. 38 Визуализация пристенного течения в зависимости от скорости набегающего потока. $U_0 = 7.2$ (a), 10.2 (b), 15.1 (c), 20 (d) м/с

ментами шероховатости составляло 7 мм. Скорость набегающего потока варьировалась от 7.2 м/с до 20 м/с.

Элементы шероховатости, расположенные на передней кромке крыла, приводят к формированию продольных структур (рис. 38). С увеличением высоты элементов шероховатости происходит интенсификация процессов формирования этих структур. На рисунке 38а 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 происходит увеличение продольной структуры в поперечном размере до 5–6 мм для $U_0 = 20$ м/с. Высота данного элемента шероховатости превышает толщину пограничного слоя при всех режимах обтекания (рис. 35–37). Стоит 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 ведёт лишь к интенсификации процессов, наблюдаемых ранее. Таким образом, акцент дальнейших исследований следует сделать на изучение течения за трехмерным элементом шероховатости высотой 0.98 мм.

3.2.3.3 Определение области максимальной восприимчивости

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. 40а). Для данной скорости формирование наиболее интенсивной продольной структуры происходит за элементом шероховатости № 3, находящимся на расстоянии 6 мм от передней кромки (рис. 39). При скоростях набегающего потока 15.1 и 20 м/с каждый элемент шероховатости оказывает существенное влияние на течение (рис. 40b, 40c). По результатам визуализации для данных режимов не представляется возможным выбрать элемент, который оказывает максимальное влияние на пограничный слой.

Жидкокристаллическая термография позволяет зафиксировать перетяжки на продольных структурах. Так, для скорости набегающего потока 10.2 м/с наблюдаются перетяжки за элементами шероховатости № 4 и 5.

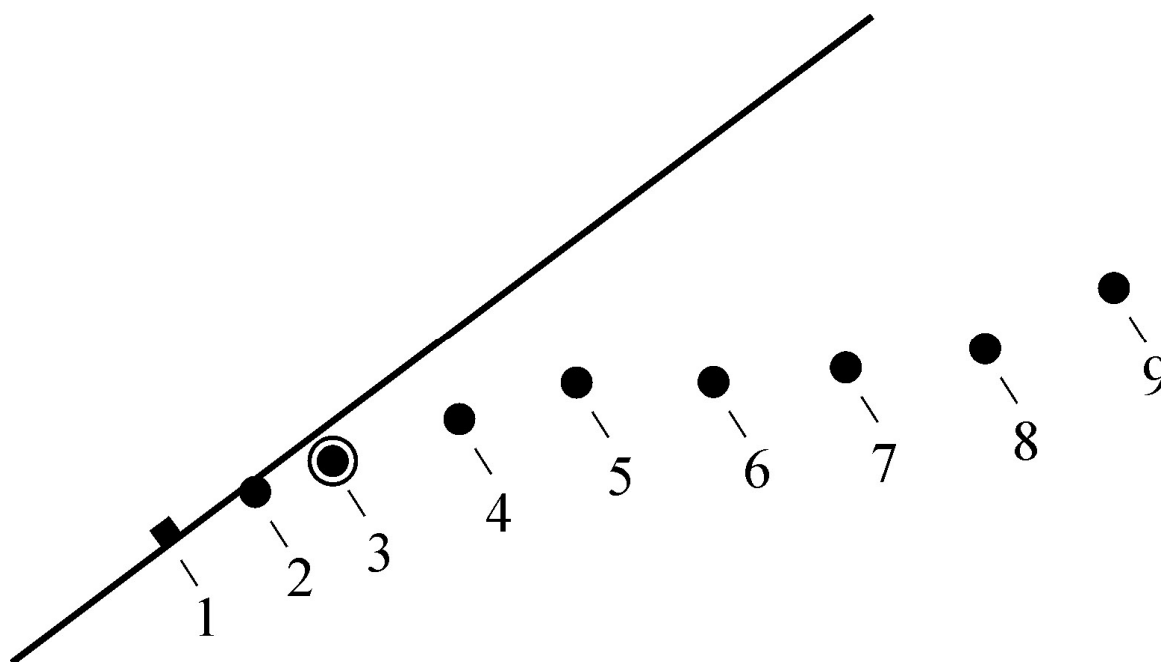


Рис. 39 Схема расположения набора шероховатостей вблизи передней кромки стреловидного крыла

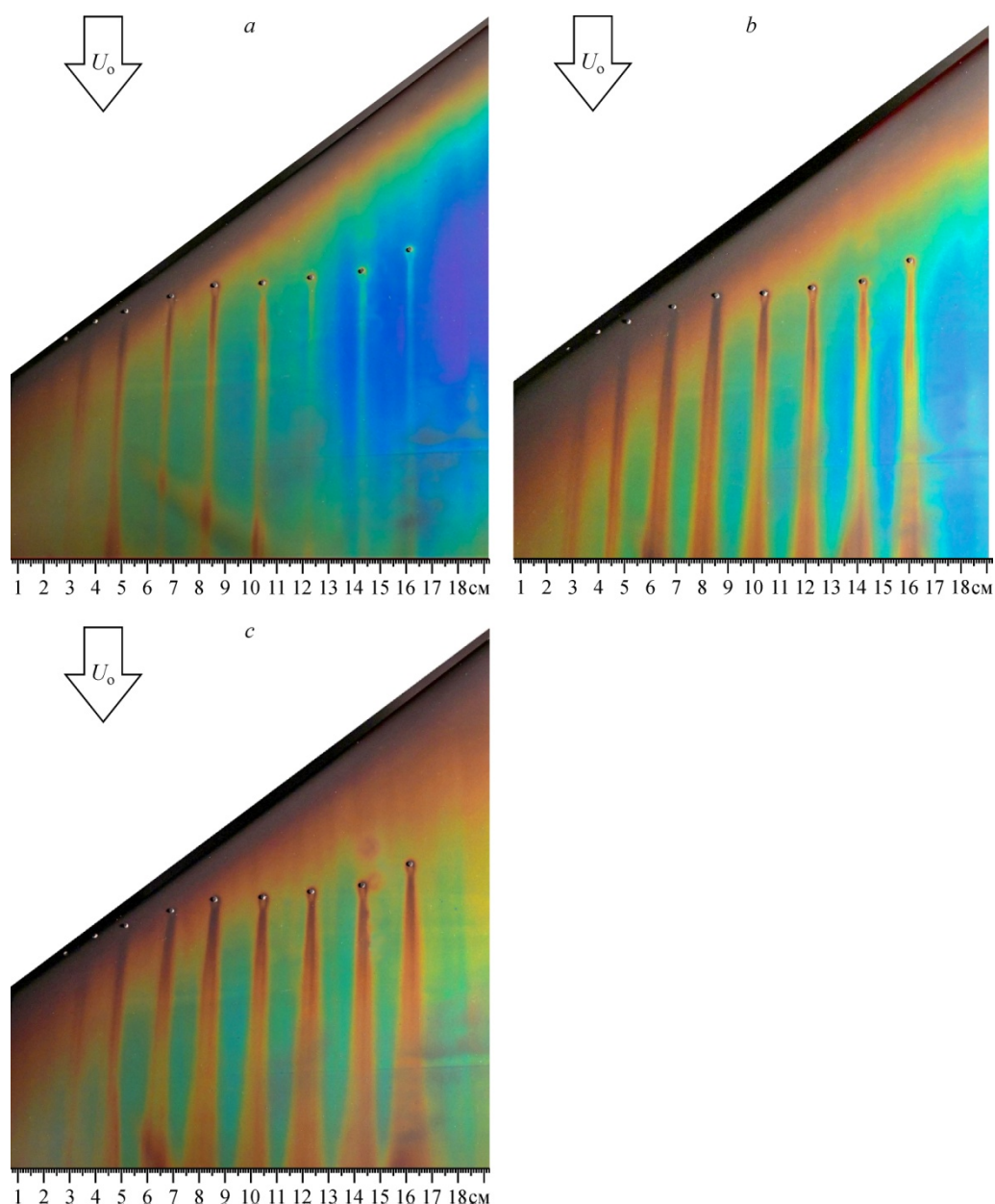


Рис. 40. Визуализация пристенного течения в зависимости от скорости набегающего потока. $U_0 = 10.2$ (a), 15.1 (b), 20 (c) м/с

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: данная область располагается между шероховатостями № 2 и 4.

3.2.3.4 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 трапецевидного летающего крыла. В качестве источника возмущений был выбран элемент шероховатости № 3 (рис. 39) высотой 0.98 мм. На рисунке 41 представлены результаты визуализации структуры 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. 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.

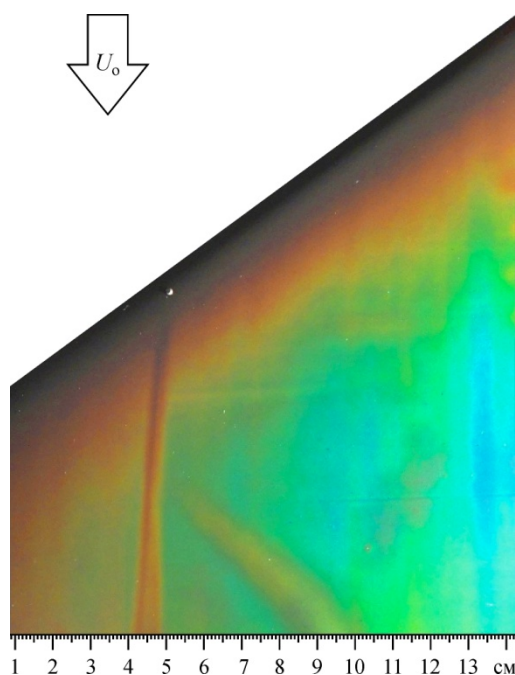


Рис. 41. Визуализация пристенного течения за элементом шероховатости при $U_0 = 15.1$ м/с

3.2.4 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 уменьшаются 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.

3.3 Трапецевидное летящее крыло. Термоанемометрия

3.3.1 Мотивация и цели

На данном этапе целью было подробное изучение продольного возмущения, формирующегося за элементом шероховатости в области благоприятного градиента давления на модели беспилотного летательного аппарата. Особенность данной части работы заключается в уникальной возможности провести исследования на модели малоразмерного летательного аппарата в масштабе 1:1 относительно реальных размеров действующих образцов БПЛА. Такие аппараты летают в диапазоне малых дозвуковых скоростей. Этот диапазон скоростей доступен для проведения экспериментов в рабочей части трубы, что позволяло проводить эксперименты при натуральных числах Рейнольдса. Тем самым, в исследовании обеспечивается динамическое подобие течений в полете и в аэродинамической трубе. Влияние инерции и сил трения на картину обтекания будет идентичным.

3.3.2 Методики

3.3.2.1 Условия измерений

Все экспериментальные исследования были проведены в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики имени С.А. Христиановича СО РАН. Это труба замкнутого типа с закрытой рабочей частью квадратного сечения $1 \times 1 \text{ м}^2$ и длиной 4 м. Степень турбулентности в рабочей части составляет 0.04% от набегающего потока.

Скорость набегающего потока составляла $U_0 = 10 \text{ м/с}$ и не изменялась в течении всего эксперимента. Контроль скорости осуществлялся с помощью насадка Пито-Прандтля, соединенного посредством пневмотрассы с дифференциальным датчиком давления с точностью 1%.

Для настоящего эксперимента была выбрана прямоугольная система координат (рис. 42b). 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 $\frac{1}{4}$ от размаха крыла.

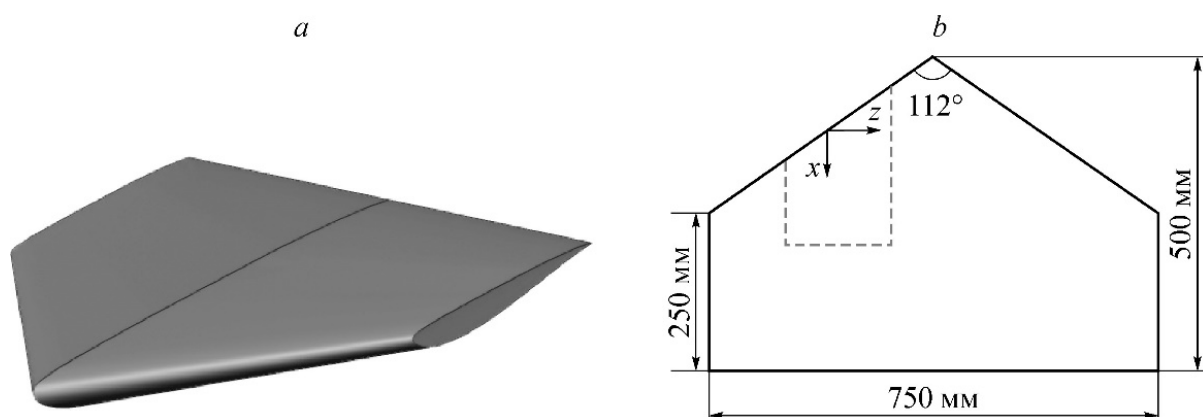


Рис. 42 Модель (a) и размеры трапециевидного летающего крыла (b).

Штриховая линия - область измерений

3.3.2.3 Исследуемая модель

В экспериментах использовалась модель БПЛА трапециевидной формы крыла с гладкой поверхностью, изготовленная из дерева (рис. 42a). Форма модели и ее размеры представлены на рис. 42b.

Исследования проводились на наветренной стороне модели летающего крыла. Для формирования отрицательного градиента давления крыло устанавливалось в рабочей части трубы под углом атаки $\alpha = -5^\circ$, и в дальнейшем это значение не менялось во всех измерительных сериях. Это позволило реализовать благоприятные условия для развития возмущений неустойчивости поперечного течения и подавить волны Толлмина-Шлихтинга. Крыло устанавливалось под углом скольжения 0° .

3.3.2.4 Термоанемометрические измерения

Количественные измерения структуры и свойств пограничного слоя проводились с использованием методики термоанемометрии постоянного сопротивления. В эксперименте использовался одноточечный датчик, нить которого была изготовлена из вольфрама диаметром 5 мкм и длиной 1.2 мм. Он соединялся коаксиальным кабелем с термоанемометром AN-1003 фирмы

А.А. 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 Пито–Прандтля, соединенным с микроманометром Omega PX2650-10D5V. Точность измерения давления составляла $\pm 1\%$. Позиционирование датчика термоанемометра в пространстве осуществлялось с помощью трехосевого координатного устройства. Точность позиционирования по оси Oy составляла ± 2.5 мкм, а по осям Ox и Oz — ± 10 мкм.

3.3.2.5 Введение стационарных возмущений

Для возбуждения стационарных возмущений на переднюю кромку устанавливался цилиндрический элемент шероховатости. Ранее на данной модели крыла было показано, что размещение элемента шероховатости высотой 0.98 мм и диаметром 1.6 мм в области $x = 6$ мм от передней кромки и $z = 179.5$ мм от центрального сечения крыла приводит к формированию продольных возмущений максимальной интенсивности. В настоящей работе экспериментальные исследования проводились за элементом шероховатости, который располагался в данной области.

3.3.3 Результаты

3.3.3.1 Предварительные измерения

Первым шагом при проведении исследования было необходимо убедиться в формировании благоприятного градиента давления на исследуемой гладкой поверхности летающего крыла. Для этого было измерено распределение средней скорости на наветренной стороне модели. Измерение проводилось вдоль хорды крыла, на расстоянии 20 мм от поверхности модели, вне пограничного слоя (рис. 43). При скорости набегающего потока $U_0 = 10$ м/с, видно, что значение скорости растет, начиная с $x = 0$ мм, что соответствует передней кромке крыла, и до

$x = 250$ мм. Рост средней скорости на данном участке свидетельствует о наличии благоприятного градиента давления.

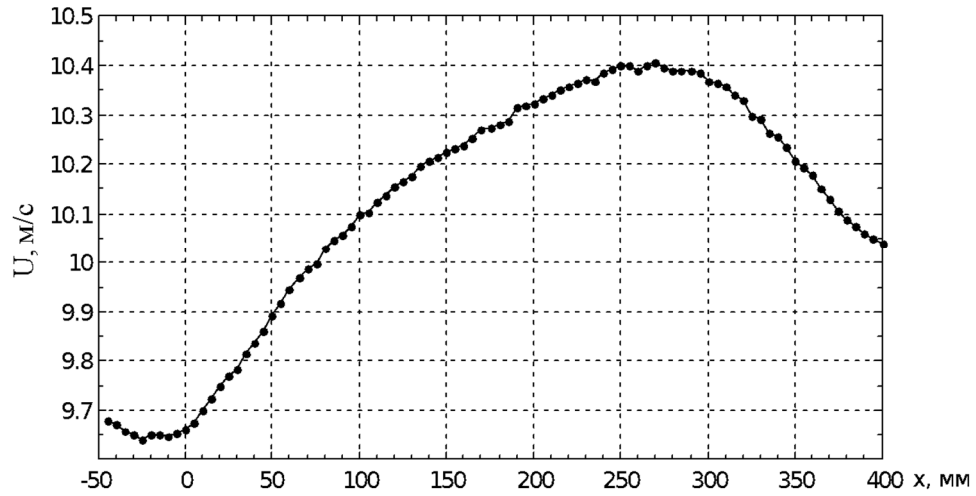


Рис. 43 Распределение средней скорости вне пограничного слоя над поверхностью модели при $z = 0$ мм

На следующем шаге были измерены профили средней скорости $U(y)$ для различных x вниз по течению при $z = 0$ мм и $U_0 = 10$ м/с (рис. 44). Видно, что поток остается присоединенным, несмотря на рост толщины пограничного слоя вниз по течению.

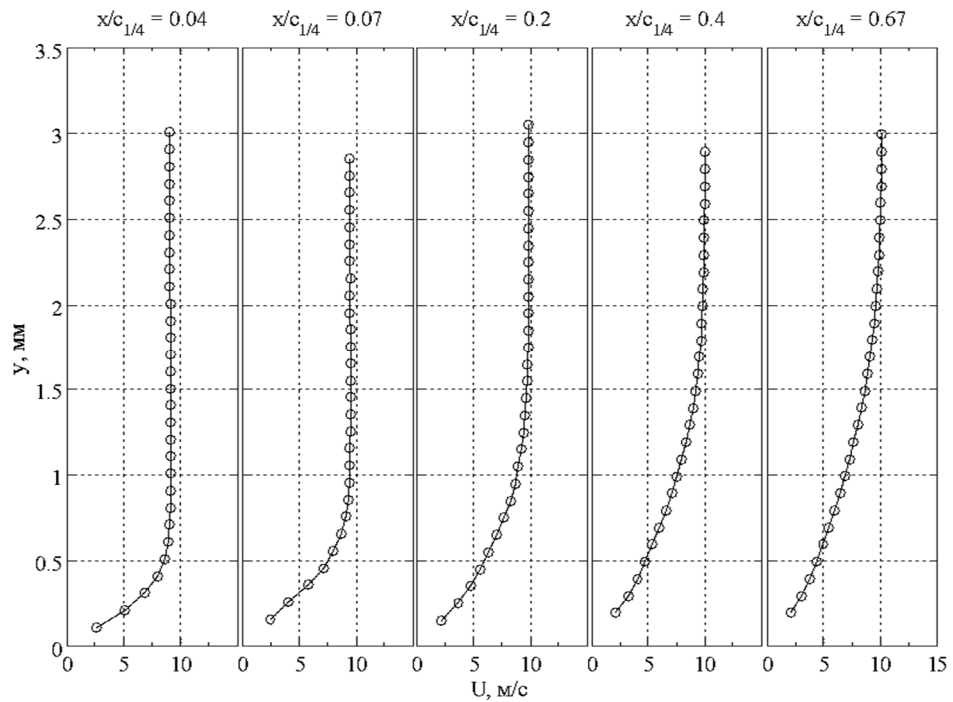


Рис. 44 Профили средней скорости в зависимости от координаты x . Скорость набегающего потока $U_0 = 10$ м/с

На рисунке 45 представлены спектры пульсаций скорости для различных положений вдоль по потоку в случае отсутствия элемента шероховатости. Исходя из спектральных характеристик в области максимума возмущений можно отметить, что течение на измеряемом участке является ламинарным и сохраняет данное свойство вниз по течению при $x/c_{1/4} = 0.67$ ($x = 250$ мм).

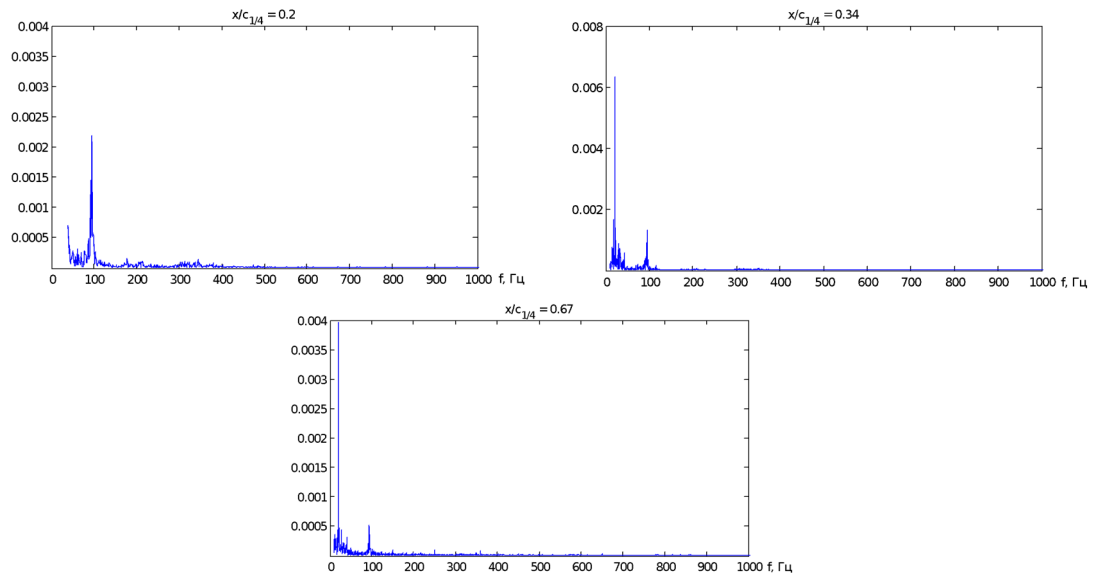


Рис. 45 Спектральный анализ вдоль линии максимума возмущений при $x = 81$ мм ($x/c_{1/4} = 0.2$), 131 мм ($x/c_{1/4} = 0.34$), 251 мм ($x/c_{1/4} = 0.67$)

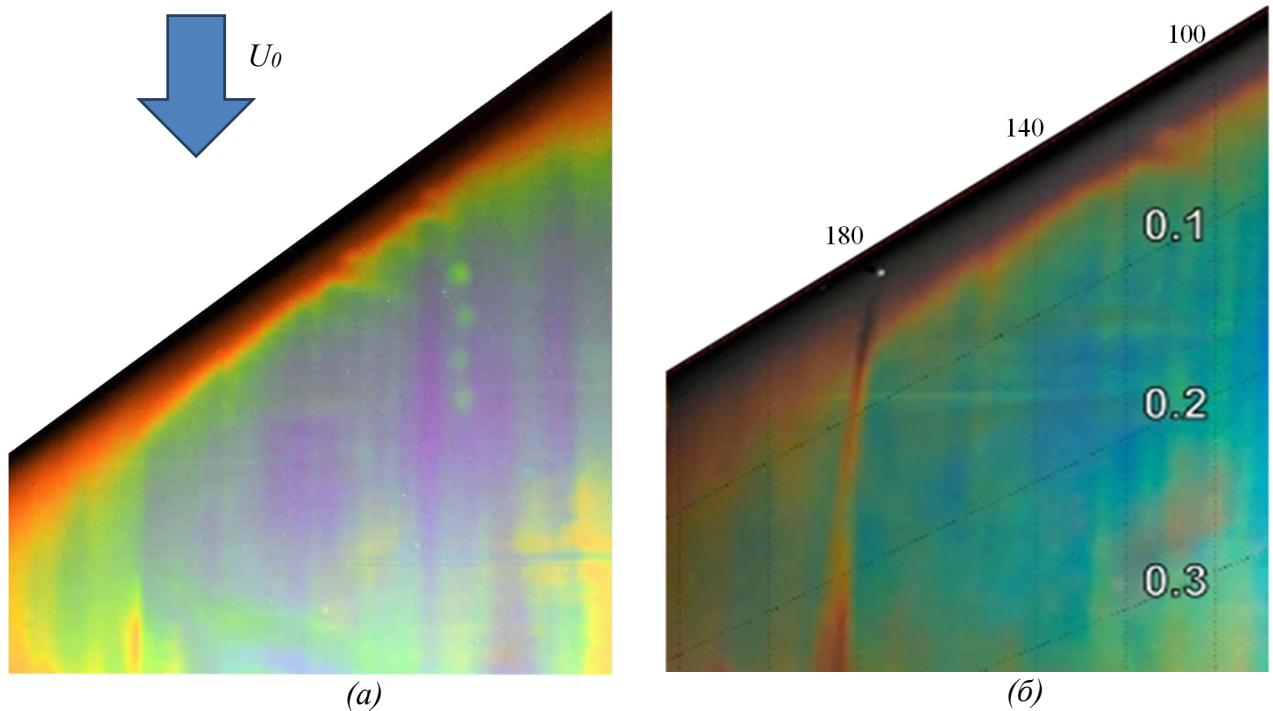


Рис. 46 Визуализация пристенного течения на гладкой поверхности БПЛА (а) и за элементом шероховатости (б)

3.3.3.2 Исследование стационарного возмущения

Следующий этап исследований посвящен изучению структуры течения за элементом шероховатости. Была проведена визуализация обтекания модели с помощью метода жидкокристаллической термографии. Визуализация обтекания гладкой поверхности стреловидного крыла показала наличие продольных структур, которые формируются вблизи передней кромки (рис. 46а). Необходимо отметить, что в работе [44] при больших значениях отрицательного угла атаки наблюдались аналогичные продольные структуры. На рисунке 46б представлены результаты визуализации течения за элементом шероховатости. Наличие поперечного течения на стреловидном крыле приводит к тому, что траектория движения продольной структуры имеет изогнутую форму, а также ведет к ее отклонению относительно линии центрального сечения. Размеры продольной структуры в трансверсальном направлении увеличиваются ниже по течению.

С помощью метода термоанемометрии и координатного устройства, позволяющего перемещать датчик в пространстве xz по строго заданной траектории, были получены количественные данные о структуре течения за элементом шероховатости. Из измеренных значений мгновенной скорости были построены поля средней скорости в сечении xz для различных значений по координате x . На рисунке 47а представлено одно из таких распределений средней скорости на расстоянии 75 мм между шероховатостью ($x = 6$ мм) и датчиком ($x = 81$ мм). В данном случае наблюдается отклонение средней скорости как в большую, так и в меньшую стороны. Распределение пульсаций говорит о наличии двух основных максимумов и нескольких пиков меньшей амплитуды внутри продольной структуры (рис. 47б).

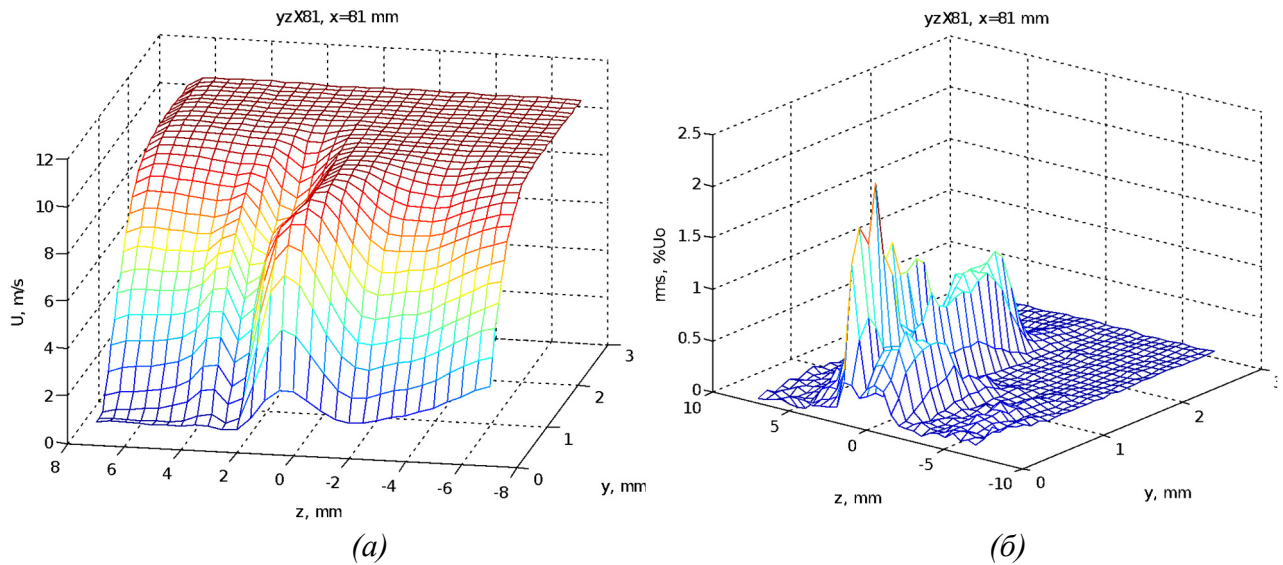


Рис. 47 Распределение средней скорости (а) и пульсаций (б) за элементом шероховатости при $x = 81$ мм

Хорошо известно, что при обтекании цилиндра конечных размеров, установленного на пластине, формируется достаточно сложное течение за ним [45, 46]. Сразу за цилиндром образуется отрыв потока и зарождаются несколько типов вихревых структур: подковообразный вихрь, концевые вихри, арочный вихрь и продольные вихри. В данном исследовании чтобы получить более подробную информацию о внутренней структуре продольного возмущения, было принято решение представить распределение пульсаций скорости в виде изоконтуров в плоскости yz в зависимости от координаты x (рис. 48). Видно, что за трехмерным элементом шероховатости формируются два стационарных возмущения внутри продольной структуры (рис. 48а). Эти вихри вращаются в направлении к друг другу. Различие их геометрических размеров между собой обусловлено наличием и, соответственно, влиянием поперечного течения на крыле, которое усиливает сонаправленное возмущение и подавляет противоположно направленное. Двигаясь ниже по течению, эти вихри постепенно увеличиваются в размерах по координате y и по координате z (рис. 48б, в, г). Это приводит к увеличению самой продольной структуры, что также наблюдалось во время проведения визуализации методом жидкокристаллической термографии.

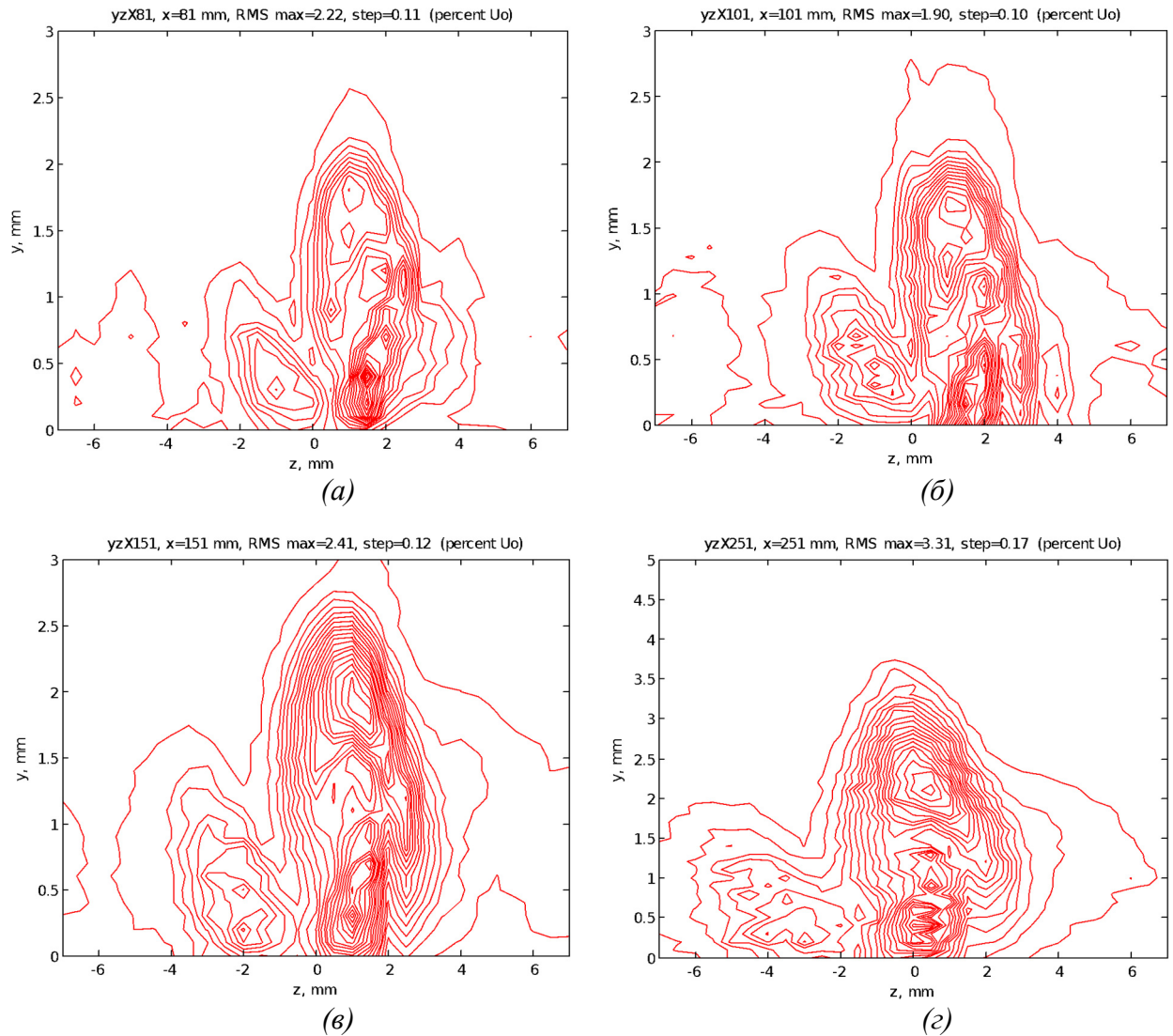


Рис. 48 Изолинии пульсаций скорости в плоскости yz за элементом шероховатости при $x = 81 \text{ мм}$ (а), $x = 101 \text{ мм}$ (б), $x = 151 \text{ мм}$ (в), $x = 251 \text{ мм}$ (г)

Был проведен спектральный анализ (рис. 49) в точках, соответствующих максимуму по амплитуде пульсаций по координате z и в максимуму по координате y при $x = 81, 101, 151, 251 \text{ мм}$. Эти точки как раз приходились на возмущение внутри продольной структуры, которое усиливалось поперечным течением. Спектральный анализ пульсаций скорости течения за элементом шероховатости показал наличие волновых пакетов в области высоких частот (рис. 49а и б). При $x = 81 \text{ мм}$ отчетливо наблюдаются два пика в области 1.7 кГц и 2.4 кГц . При смещении вниз по течению видно нарастание амплитуды и при $x = 151 \text{ мм}$ происходит формирование пакета на частоте 1 кГц . Дальнейшее смещение вдоль потока

показывает, что для $x = 251$ мм спектр переходит в область низких частот. Таким образом, можно отметить, что на начальном этапе наблюдается преобладание высоких частот, но со смещением вниз по течению основной вклад начинают давать низкие частоты.

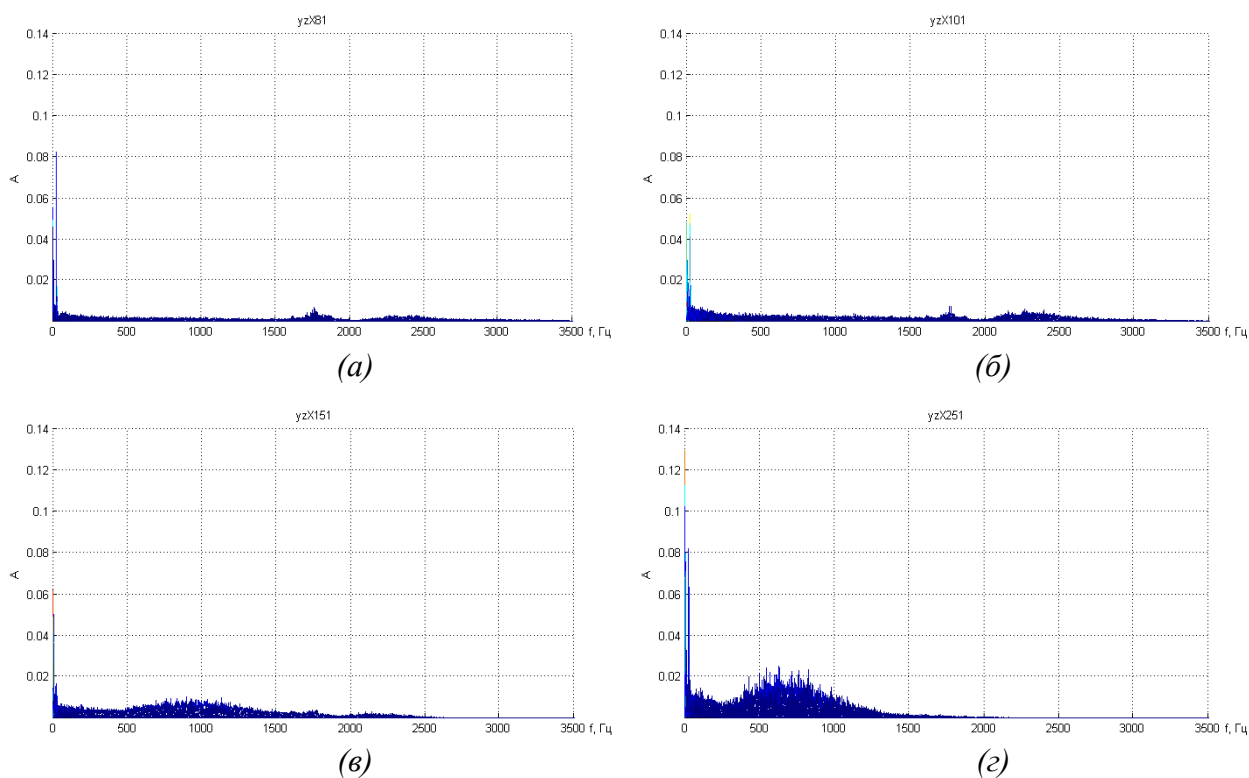


Рис. 49 Спектр в точке максимума пульсаций по z и по y за элементом шероховатости при $x = 81$ мм (а), $x = 101$ мм (б), $x = 151$ мм (в), $x = 251$ мм (г)

3.3.4 Выводы

Было проведено исследование течения вниз по потоку за трехмерным элементом шероховатости, установленным вблизи передней кромки в области максимальной восприимчивости на модели трапецевидного летящего крыла. Особенностью исследования было то, что измерения выполнялись на полноразмерной модели БПЛА при натуральных (полетных) числах Рейнольдса. Были получены картины визуализации обтекания гладкой поверхности модели и течения за элементом шероховатости. Зафиксировано образование продольных структур вблизи передней кромки

при благоприятном градиенте давления. Было показано, что за шероховатостью на расстоянии 46 калибров относительно диаметра цилиндра формируется продольная структура, внутри которой существуют два стационарных возмущения. Эти вихри имеют разные геометрические размеры относительно друг друга вследствие влияния поперечного течения. При движении вниз по потоку размеры вихрей увеличиваются и происходит незначительная деформация их формы. Частотный состав пульсаций при этом смещается в область низких частот.

3.4 Выводы по главе

- Найдено, что вторичные возмущения за двумерным элементом шероховатости формируются и нарастают в области точек перегиба в трансверсальном распределении скорости;

- Вторичные возмущения большой амплитуды, возбуждённые акустическим полем, приводят к появлению дополнительных продольных структур. Наложение акустического поля ускоряет процесс выработки поперечного размера продольных структур;

- Обнаружено, что двумерный элемент шероховатости задает поперечный масштаб продольных возмущений;

- Исследовано влияние высоты шероховатости на структуру пограничного слоя. Элемент шероховатости высотой $h_{3D} = 0.98$ мм формирует самую интенсивную продольную структуру;

- Для данной конфигурации летающего крыла была определена область максимальной восприимчивости на поверхности крыла (6 мм от передней кромки крыла);

- Получены картины визуализации течения за трехмерным элементом шероховатости высотой 0.98 мм, расположенным в области максимальной восприимчивости. Вниз по течению наблюдается изгиб траектории продольной структуры и увеличение ее размеров;

- С помощью термоанемометрии было показано, что продольная структура состоит из двух стационарных возмущений, которые имеют разный размер. Это обусловлено наличием поперечного течения;

- При движении вниз по течению размеры возмущений увеличиваются, и происходит незначительная деформация их формы. При этом частотный состав пульсаций смещается в область низких частот.

Глава 4. Управление течением на прямом крыле

4.1 Мотивация

Беспилотная авиация является молодым и динамично развивающимся направлением, и многие вопросы, касающиеся особенностей обтекания БПЛА, пока остаются неотвеченными.

Частым случаем является расположение видео камеры на наветренной стороне, по центру дрона. В следствии этого возникает вопрос о вкладе в течение возмущений, возникающих за данным препятствием, и возможность управления таким течением с помощью отсоса пограничного слоя. Для этого было необходимо:

- Смоделировать ситуацию наличия препятствия на наветренной стороне крыла с помощью элемента шероховатости;
- Реализовать такой отсос пограничного слоя, при котором удастся получить хорошие результаты.

4.2 Методики

4.2.1. Условия измерения

Эксперимент был проведен в рабочей части малотурбулентной дозвуковой аэродинамической трубы Т-324 Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН. Размеры рабочей части данной аэродинамической трубы составляют $1000 \times 1000 \times 4000$ мм. Скорость набегающего потока составила $U_0 = 7.3$ м/с. Число Рейнольдса, посчитанное по хорде модели, $Re_c = 0.24 \times 10^6$.

4.2.2. Модель крыла

Использованная в эксперименте модель крыла представляла собой прямоугольное крыло, с симметричным профилем NACA 0012. Хорда $c = 501$ мм, размах $L = 950$ мм, максимальная толщина $t = 60$ мм. Схема модели крыла представлена на рис. 50а. Крыло располагалось в рабочей части под отрицательным углом атаки $\alpha = -6.5^\circ$ и под нулевым углом скольжения. Значения углов оставались постоянными на протяжении всего

эксперимента. Для сокращения влияния нежелательных возмущений, налетающих со стенок аэродинамической трубы, на модели крыла были закреплены концевые пластины с обоих концов.

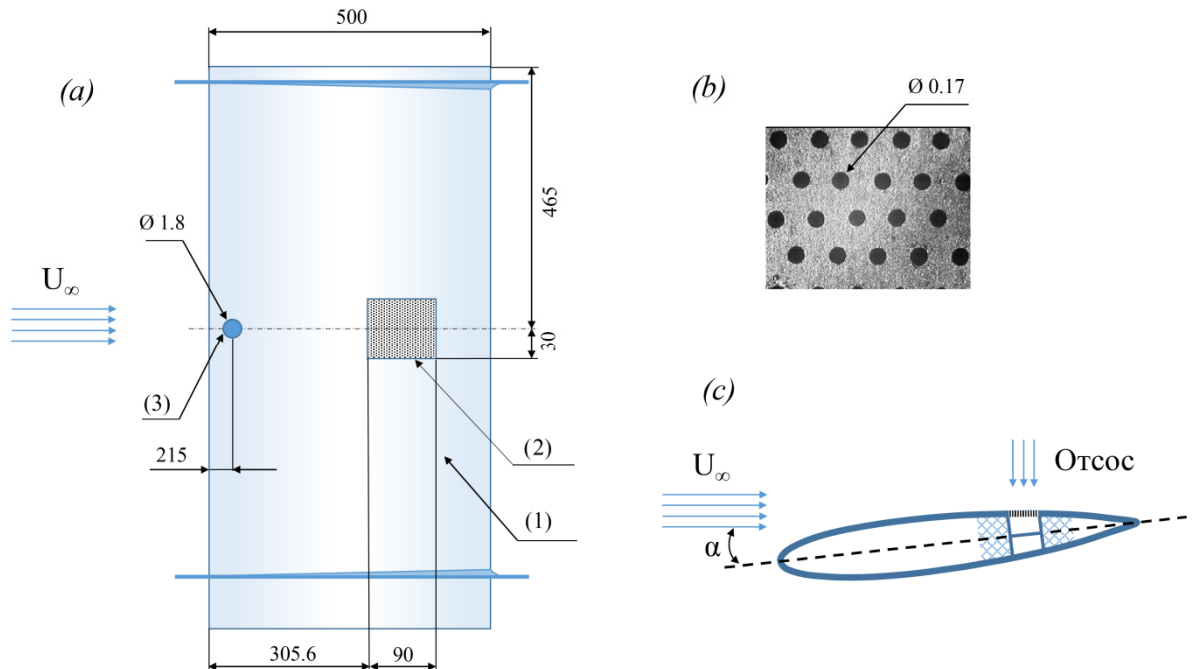


Рис. 50 Модель прямого крыла (а): (1) - крыло, (2) - мелкоперфорированная вставка, (3) - трехмерный элемент шероховатости; увеличенный участок мелкоперфорированной вставки (b); схема отсоса пограничного слоя (c)

В эксперименте использовалась прямоугольная система координат, в которой координата x отсчитывалась от передней кромки крыла и была направлена вдоль по потоку, вниз по течению, y отсчитывалась от поверхности модели и была перпендикулярна x , координата z была перпендикулярна x и y .

4.2.3 Реализация отсоса пограничного слоя

Распределенный отсос был реализован с помощью заделанной заподлицо с основной поверхностью гидравлически гладкой мелкоперфорированной вставки (рис. 50b), установленной за трехмерным элементом шероховатости (рис. 50a, 3). Размеры секции отсоса составляли 60

мм в ширину и 90 мм в длину. Степень проницаемости перфорированного материала около 18%. Средний диаметр отверстий, расположенных в шахматном порядке, составлял 0.17 мм. Безразмерный коэффициент отсоса $C_s = \rho_s v_s / \rho_0 U_0 = 0.08$.

4.2.4 Термоанемометрия

С помощью термоанемометрии постоянного сопротивления были получены количественные данные. Средняя скорость U и пульсации скорости u' регистрировались в потоке термоанемометром постоянной температуры по стандартной методике с использованием АЦП. Для перемещения датчика в пространстве использовалось автоматическое координатное устройство. Перед основными измерениями датчик термоанемометра был установлен параллельно поверхности крыла и перпендикулярно направлению набегающего потока.

4.2.5 Возбуждение стационарных и вторичных возмущений

Трехмерный цилиндрический элемент шероховатости играл роль источника возбуждения стационарных возмущений. Высота элемента составила 1.7 мм, диаметр 1.8 мм. Элемент шероховатости располагался на расстоянии 215 мм от передней кромки крыла. Расстояние между элементом шероховатости и началом вставки составляло 75 мм.

Исследования проводились как с естественными, так и искусственными возмущениями, генерируемыми с помощью акустики на частоте 120 Гц с интенсивностью звука 90 дБ. Искусственное внешнее акустическое поле создавалось громкоговорителем, помещенным в рабочую часть аэродинамической трубы и расположенным за моделью крыла.

4.3 Результаты

4.3.1 Естественные возмущения

На начальном этапе было проведено измерение распределения средней скорости вне пограничного слоя вдоль хорды крыла при выключенном отсосе и в отсутствие элемента шероховатости. Данные были получены в результате измерений датчиком термоанемометра на высоте 20 мм от максимально выступающей точки на поверхности модели. (рис. 51). Если проанализировать полученное распределение, то можно выделить на исследуемом крыловом профиле характерные области течения. От $x = 0$ мм, что соответствует передней кромке крыла, до $x = 300$ мм течение ускоряется, а после $x = 300$ мм замедляется. В диапазоне $350 < x < 410$ мм в распределении скорости присутствует «полочка» (постоянство скорости при изменении координаты x), которая указывает на наличие в этом месте локального отрыва потока, характерного для малых чисел Re_c .

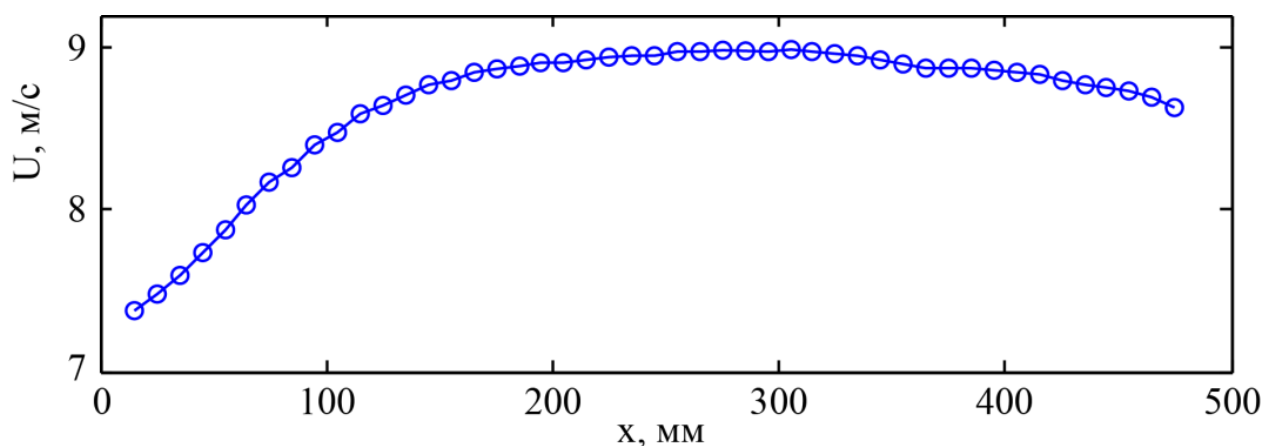


Рис. 51 Распределение средней скорости вне пограничного слоя $y = 20$ мм,
 $z = 10$ мм.

Основные измерения проводились в трех точках: $x = 290, 395$ и 475 мм. Сечение $x = 290$ мм располагалось до перфорированной вставки, остальные два после нее. В данных точках были измерены профили средней скорости (рис. 52) при включенном и выключенном отсосе пограничного слоя. Можно

заметить, что в отсутствии отсоса у профилей $x = 395$ и 475 мм формируется точка перегиба, что свидетельствует об образовании отрыва вблизи задней кромки крыла. При включенном отсосе профили становятся наполненными, удается убрать отрыв и увеличить толщину пограничного слоя.

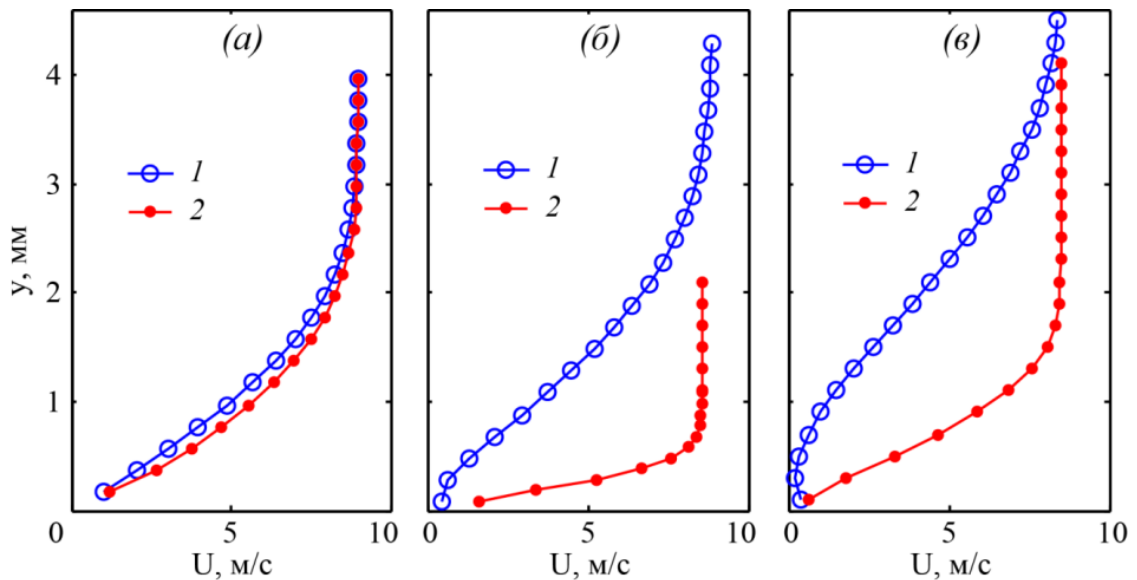


Рис. 52 Распределение средней скорости в пограничном слое за шероховатостью вдоль хорды крыла при $x = 290$ мм (а), $x = 395$ мм (б), $x = 475$ мм (в); 1 – без отсоса, 2 – с распределённым отсосом

В ранних исследованиях [47] также было показано, что отсос положительно воздействует на среднее течение в пограничном слое, устраняя его отрыв вблизи задней кромки крыла (рис. 52, красные символы 2). Поток присоединяется, толщина пограничного слоя уменьшается с $\delta = 4$ мм до $\delta = 0.8$ мм (рис. 52б). На профилях скорости, измеренных в сечении перед областью отсоса при $x = 290$ мм (рис. 52а), заметно отклонение в сторону более наполненного профиля скорости при отсосе, что указывает на влияние отсоса на среднее течение выше по потоку.

Также был измерен профиль средней скорости в точке $x = 215$ мм. Данная точка является местом расположения элемента шероховатости. На рисунке 53 видно, что профиль в данной точке является ламинарным, а

высота элемента шероховатости не превышает толщину пограничного слоя $\delta = 3$ мм в этом сечении.

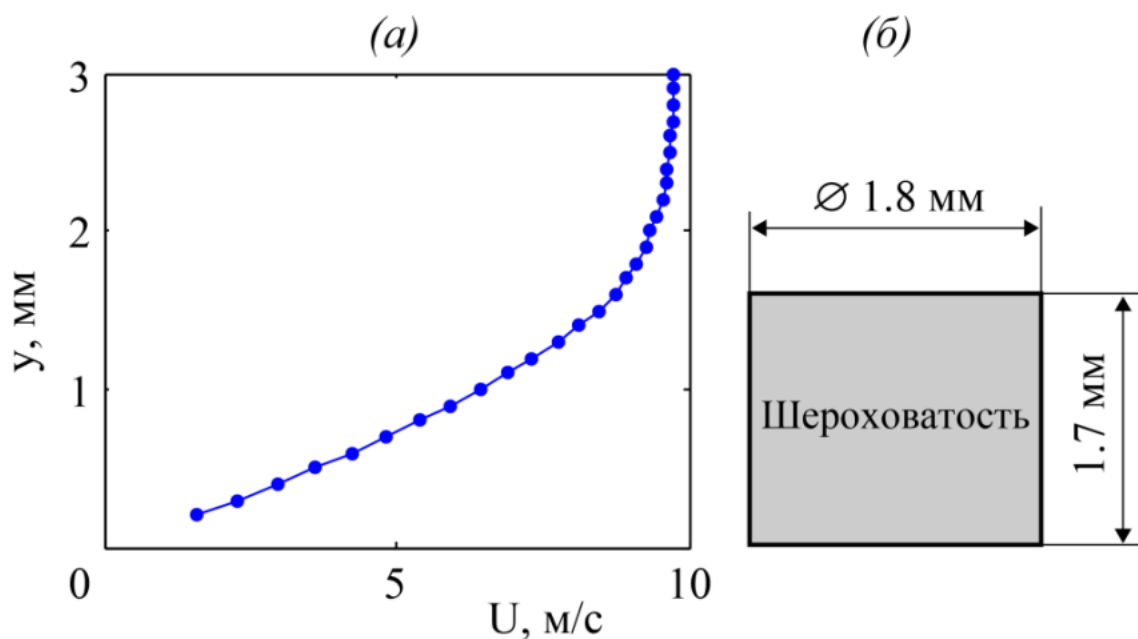


Рис. 53 Распределение средней скорости внутри пограничного слоя в месте размещения элемента шероховатости, $x = 215$ мм, $z = 10$ мм (а), цилиндрический элемент шероховатости (б)

Спектральный анализ пульсаций скорости за шероховатостью в области максимума возмущений приведен на рисунке 54а. Здесь показано, что при удалении от шероховатости вниз по потоку, реализуется сценарий развития стационарных возмущений с наличием вторичных, высокочастотных возмущений. При $x = 290$ мм в спектре преобладают колебания скорости на высоких частотах $f = 250$ и 523 Гц, соответствующие вторичным возмущениям.

Отдельный пик на частоте $f = 25$ Гц предположительно относится к низкочастотным колебаниям самой стационарной структуры, либо, что менее вероятно, связан с колебаниями модели или державки датчика термоанемометра. Также имеются значительные по амплитуде колебания на околонулевой частоте, типичные для рассматриваемых возмущений. Ниже по потоку в области отрицательного градиента давления, происходит изменение характера пульсаций скорости со смещением в сторону низких частот. При

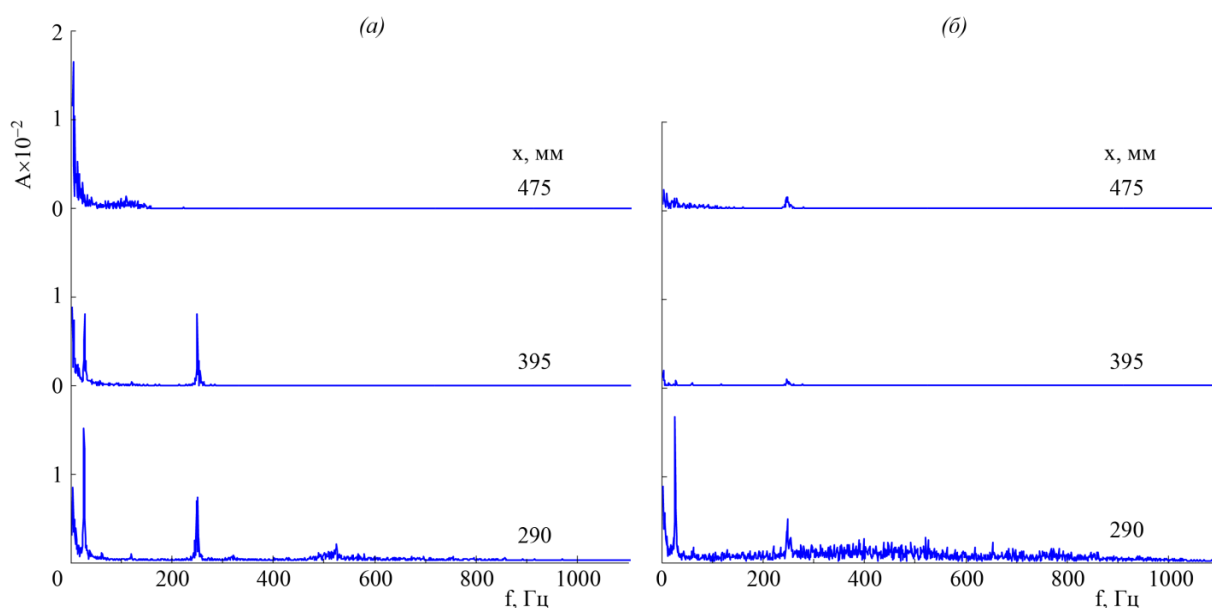


Рис. 54 Амплитудные спектры, измеренные в точках максимума пульсаций скорости за элементом шероховатости вдоль хорды крыла; (а) – без отсоса, (б) – с отсосом

$x = 395$ мм исчезает пик на частоте $f = 523$ Гц, а при $x = 475$ мм исчезают пики на частотах $f = 250$ Гц и 25 Гц. В тоже время появляются пульсации на центральной частоте $f = 120$ Гц, при этом происходит увеличение пульсаций на нулевой частоте. Такое поведение – смещение высоких частот в сторону низких и заполнение спектра в области низких частот – типично для течения за элементом шероховатости при линейном и слабонелинейном развитии возмущений, когда возмущения ещё детерминированы и нет перехода к турбулентности. Распределение пульсаций скорости на уровне максимума возмущений вдоль хорды крыла для данного случая показано на рисунке 55 синими символами 1. Линейный характер развития возмущений подтверждается низким уровнем пульсаций скорости: при $x = 290$ и 395 мм они составляют порядка $0.7\%U_0$, немного увеличиваясь далее, доходя в области отрыва потока при $x = 475$ мм до $0.8\%U_0$.

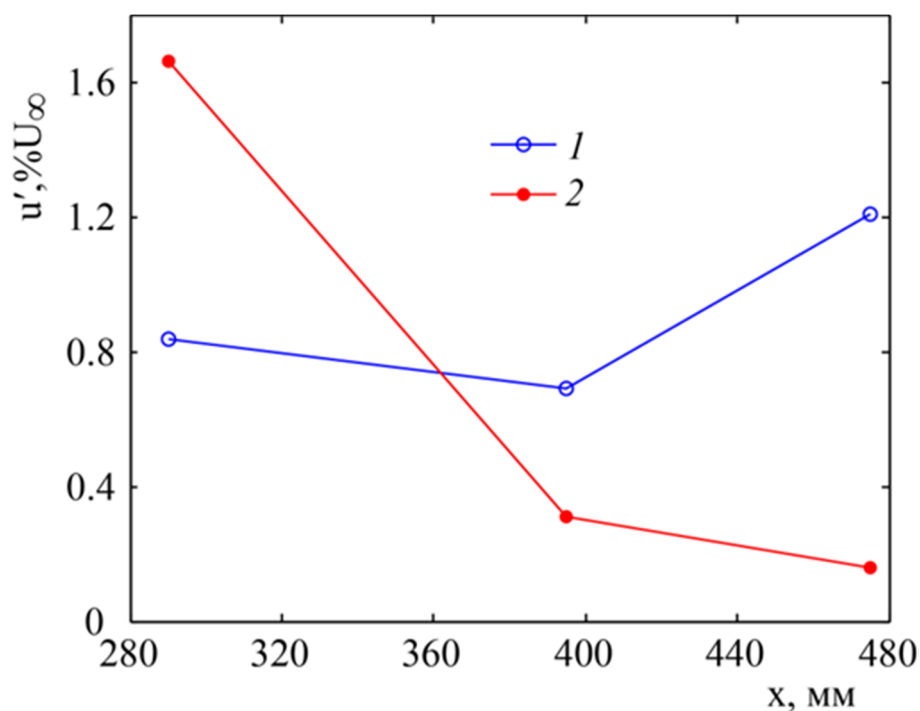


Рис. 55 Распределение пульсаций скорости естественных возмущений за элементом шероховатости вдоль хорды крыла в широком диапазоне частот ($0 < f < 2$ кГц); 1 – без отсоса, 2 – с отсосом

Для визуализации возмущений, генерируемых элементом шероховатости поверхности, проводились подробные измерения полей скорости в плоскости y - z в характерных местах (перед областью отсоса, сразу позади неё и далее вниз по потоку) вдоль хорды крыла. Результаты измерений без отсоса представлены на рисунке 56а, а также на рисунках 57 и 58. Трехмерный элемент шероховатости в пограничном слое генерирует за собой продольную структуру, наличие которой приводит к искажениям профилей средней скорости (рис. 56а). Более подробно данный эффект можно рассмотреть на рисунке 57, где показаны те же профили, что и на рисунке 56а, но в виде изолиний отклонения средней скорости от невозмущенного состояния.

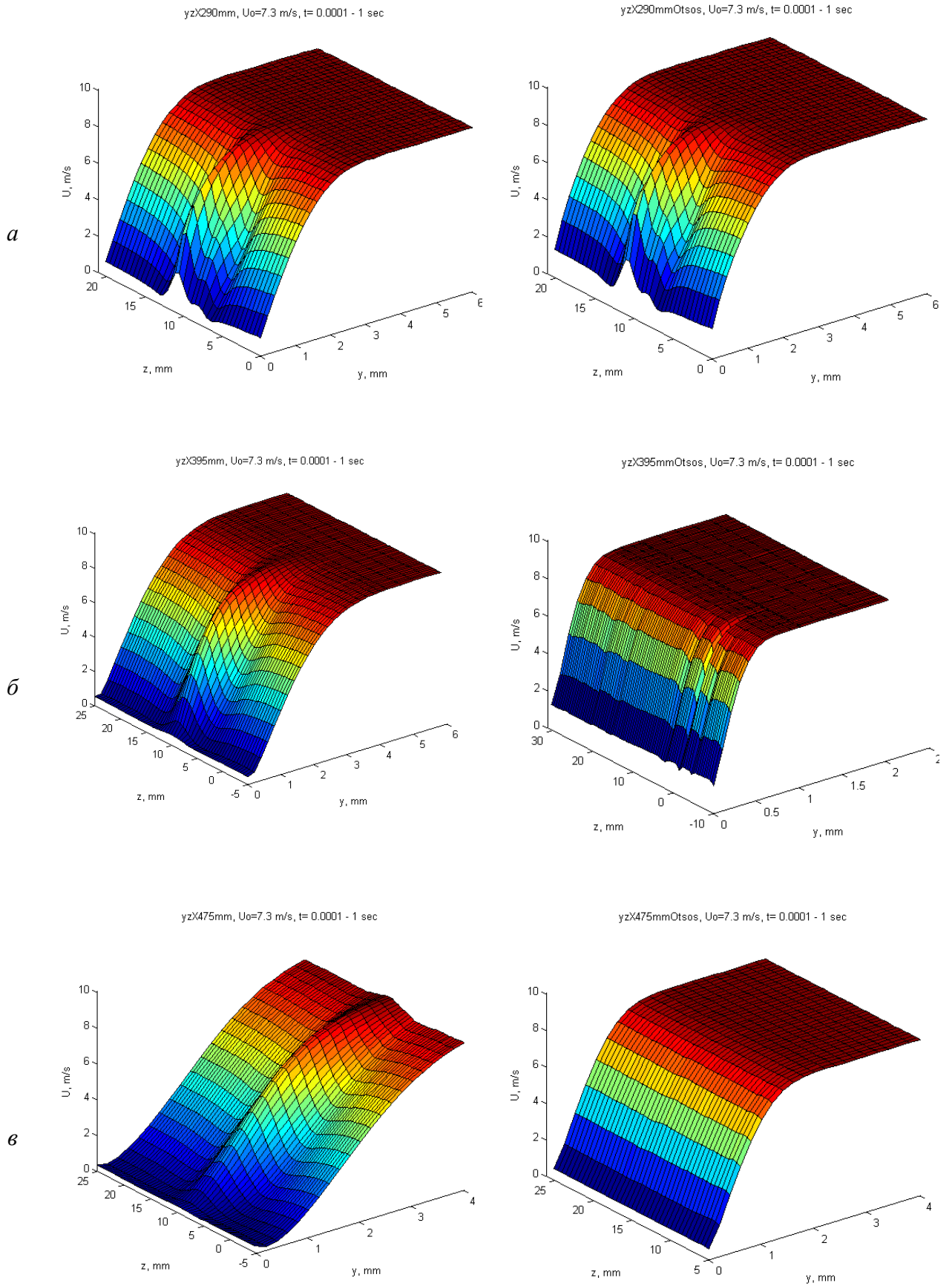


Рис. 56 Распределение средней скорости естественных возмущений за шероховатостью

Стационарная продольная структура состоит из двух областей дефекта скорости по краям (синие пунктирные линии) и одной области превышения скорости в центре, при $z = 10$ мм (красные сплошные линии). Стоит отметить, что шероховатость поверхности установлена при $z = 10$ мм. Анализируя полученные данные для координат $x = 290$, 395 и 475 мм, рисунок 57 (а-в) соответственно, можно заключить, что рассматриваемые области увеличиваются в размерах вниз по течению, коррелируя с толщиной пограничного слоя. В изолиниях пульсаций скорости в следе за шероховатостью также отмечается пространственный рост областей с наибольшей интенсивностью в области отрыва потока, после $x = 395$ мм (рис. 58б, в). Положение максимумов пульсаций скорости соответствует максимальному градиенту скорости, который располагается между областями с дефектом и превышением скорости (рис. 57). Такой эффект отмечался также и в других работах [18, 27].

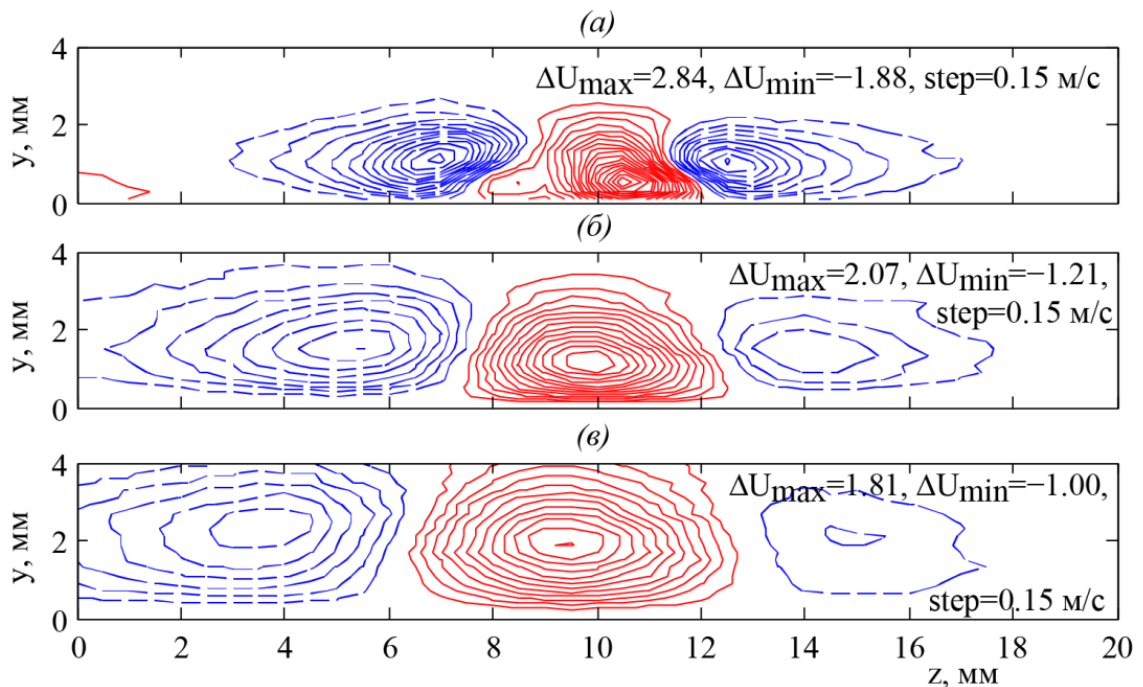


Рис. 57 Изолинии отклонения средней скорости естественных возмущений за шероховатостью без отсоса в плоскости y - z , при $x = 290$ мм (а), $x = 395$ мм (б),

$x = 475$ мм (в)

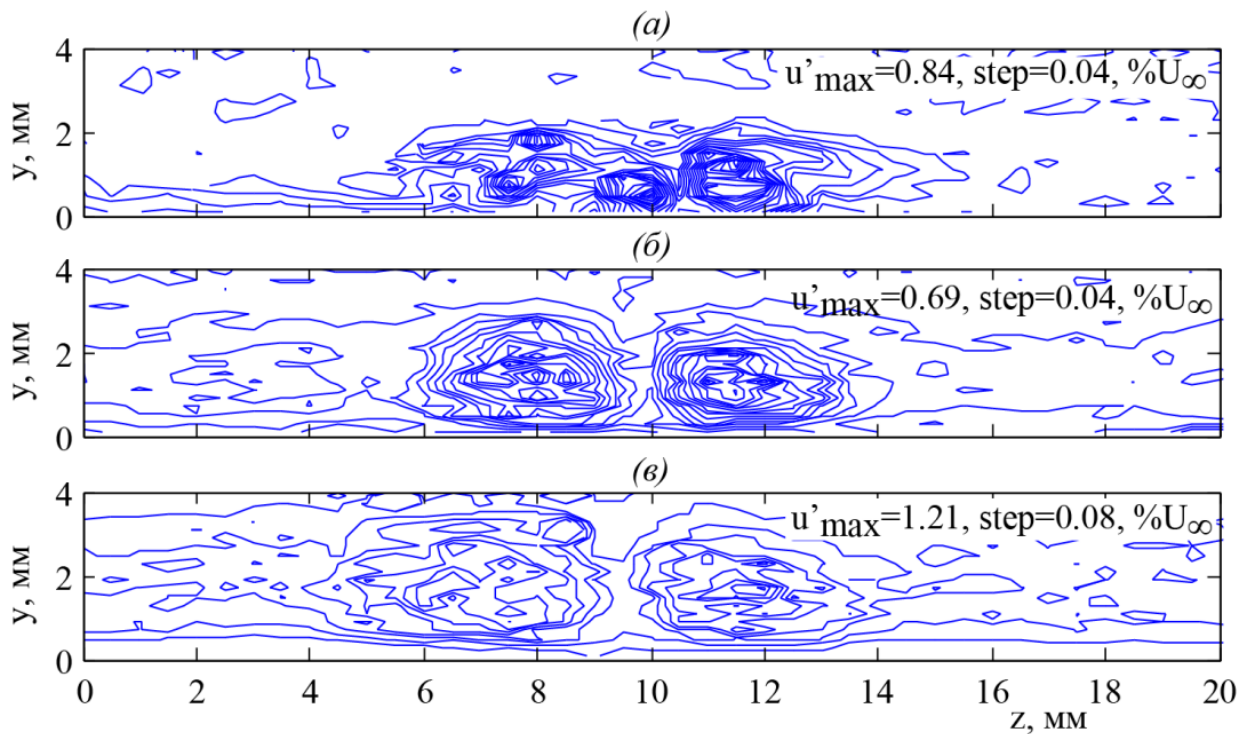


Рис. 58 Изолинии пульсаций скорости в широком диапазоне частот ($0 < f < 2$ кГц) естественных возмущений за шероховатостью без отсоса в плоскости y - z , при $x = 290$ мм (а), $x = 395$ мм (б), $x = 475$ мм (в)

Далее были проведены измерения в тех же сечениях при включенном отсосе. На рисунках 56 (б) и 59 (б, в) показано, что продольная структура за трехмерным элементом шероховатости, претерпевает существенные изменения после прохождения перфорированной вставки (сечения $x = 395$ и 475 мм). Возмущение полностью исчезает, его интенсивность (в отклонениях средней скорости) при этом снижается в 15 раз, (рис. 57в, 59в). На рисунке 56б при $x = 395$ мм, и особенно, при $x = 475$ мм наблюдается практически однородное (двумерное) течение вдоль трансверсальной координаты z за областью отсоса. Вместе с этим, происходит уменьшение в 5 раз с 0.8 до $0.16\%U_0$ величины пульсаций скорости в следе в широком диапазоне частот, включая низкие (рис. 55), а также рисунки 58в и 60в.

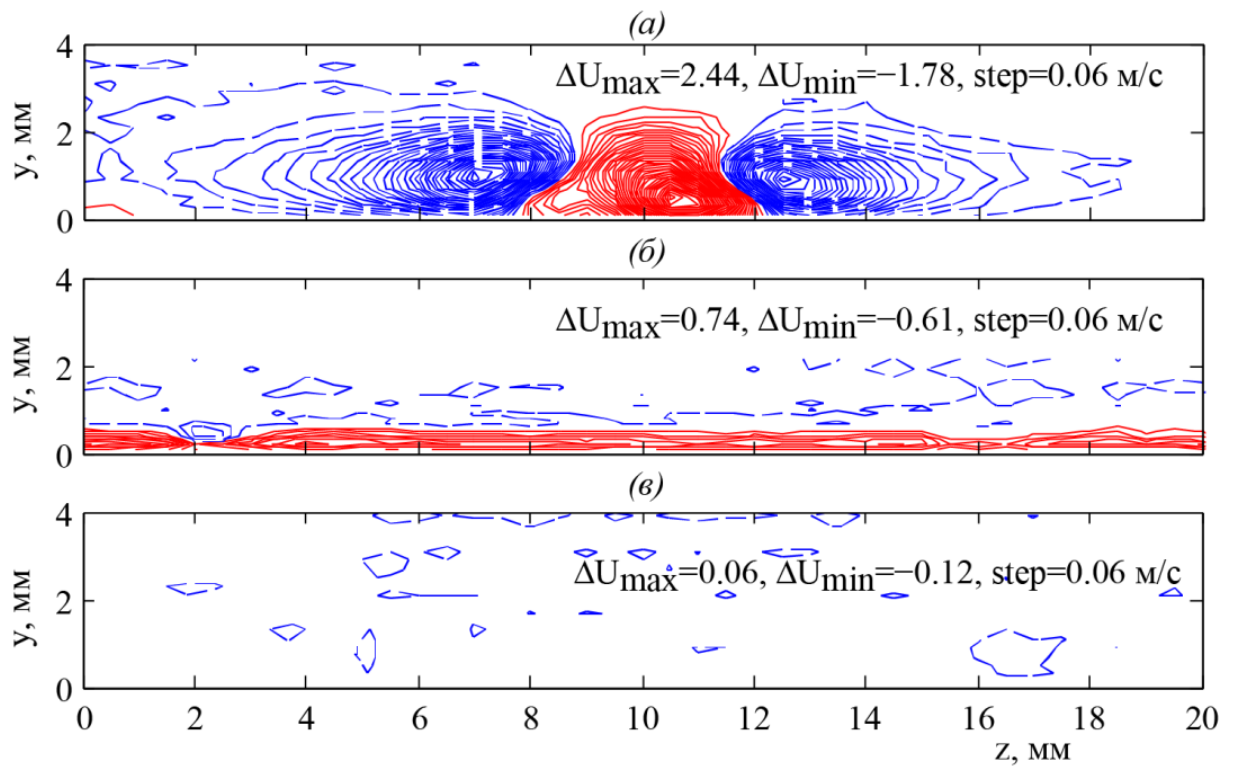


Рис. 59 Изолинии отклонения средней скорости естественных возмущений за шероховатостью с распределённым отсосом в плоскости y - z , при $x = 290 \text{ мм}$ (а), $x = 395 \text{ мм}$ (б), $x = 475 \text{ мм}$ (е)

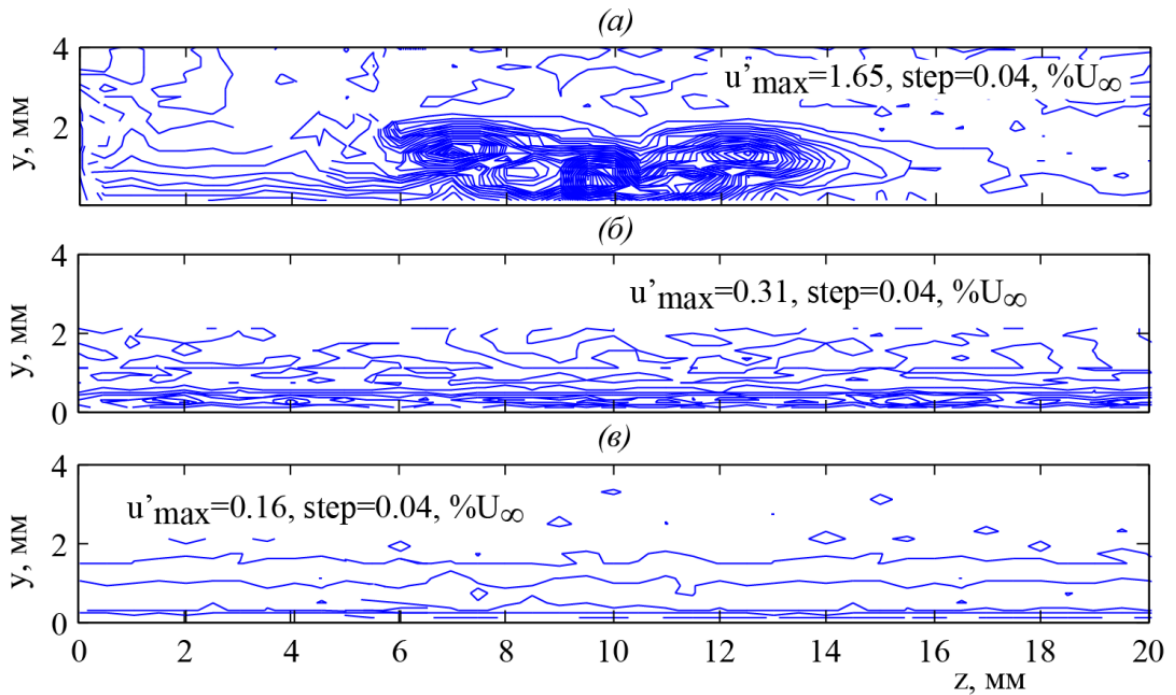


Рис. 60 Изолинии пульсаций скорости в широком диапазоне частот ($0 < f < 2 \text{ кГц}$) естественных возмущений за шероховатостью с распределённым отсосом в плоскости y - z , при $x = 290 \text{ мм}$ (а), $x = 395 \text{ мм}$ (б), $x = 475 \text{ мм}$ (е)

Сравнение амплитудных спектров без отсоса и с отсосом (рис. 54а и б), показывает сильное воздействие отсоса на весь частотный диапазон. Почти на порядок падает уровень пульсаций на частоте 250 Гц сразу за областью отсоса при $x = 395$ мм (с амплитуды $A = 0.0081$ без отсоса до $A = 0.00084$ с отсосом). В то же время, ниже по потоку ($x = 475$ мм) при отсосе пульсации скорости на данной частоте увеличиваются почти в 2 раза (с амплитуды $A = 0.00084$ при $x = 395$ мм до $A = 0.0015$ при $x = 475$ мм). При $x = 395$ мм пульсации на частоте 120 Гц, как в случае без отсоса на общем фоне выделяются слабо. Следует отметить, что включённый отсос добавляет шума (в среднем увеличение почти на порядок) на частотах с 0.1 кГц до 1 кГц в спектре, измеренном в максимуме пульсаций перед областью отсоса при $x = 290$ мм (рис. 54а и б). За областью отсоса ($x = 395$ и 475 мм) данный шум в спектре отсутствует. Воздействие отсоса на низкочастотную часть спектра выражается в снижении амплитуды в 7 раз при $x = 475$ мм.

4.3.2 Возмущения, усиленные внешним акустическим полем

На следующем этапе исследований «естественные» возмущения, генерируемые одиночной цилиндрической шероховатостью, были усилены с помощью мощного акустического воздействия. В случае естественных возмущений было показано, что в следе присутствуют характерные частоты 523, 250, 120 и 25 Гц. Причем в процессе эволюции в области неблагоприятного градиента давления остаются лишь высокочастотные возмущения на центральной частоте 120 Гц, которые, помимо околонулевых частот, в данном течении являются нарастающими. Таким образом, частота акустического воздействия была выбрана равной $f = 120$ Гц. Интенсивность звукового воздействия подбиралась экспериментально с учётом максимально устойчивого эффекта усиления и составила в данном случае 90 дБА. Следует заметить, что при наложении на течение за шероховатостью акустического воздействия в широком диапазоне частот $0.3 < f < 1.3$ кГц, происходило увеличение пульсаций скорости, но максимальное увеличение наблюдалось именно на частоте $f = 120$ Гц. Подобный эффект, состоящий в усилении

возмущений в следе за шероховатостью при акустическом воздействии, неоднократно фиксировался [14].

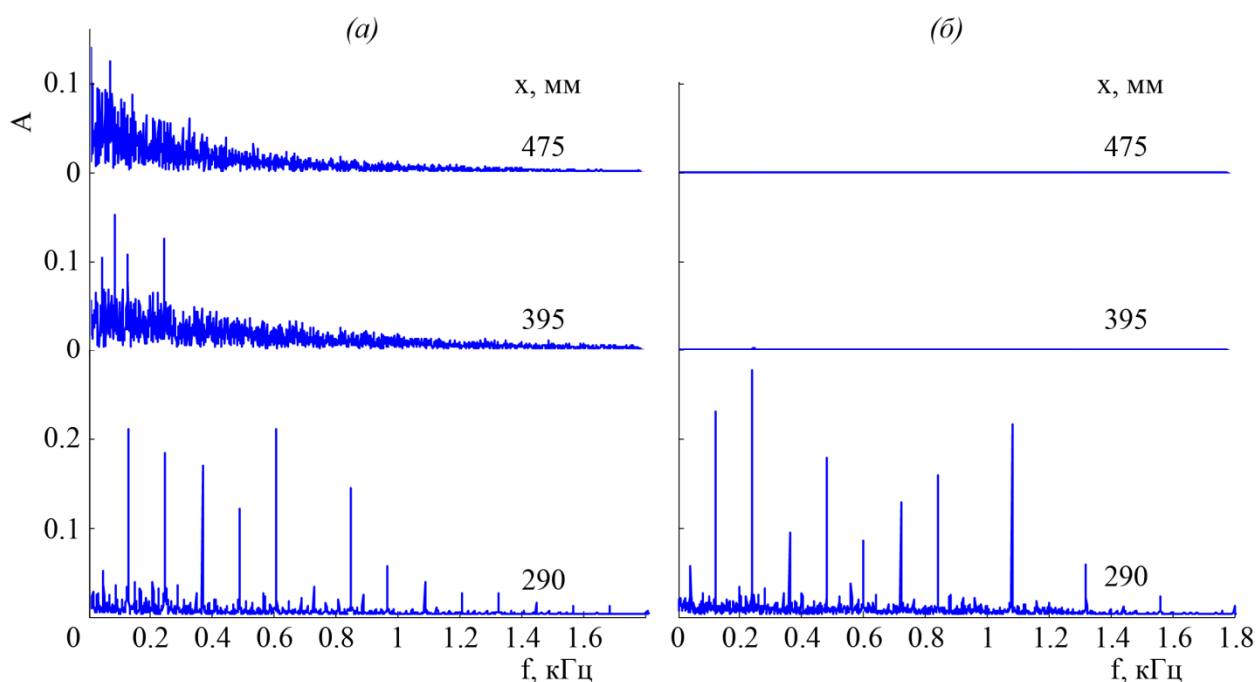


Рис. 61 Амплитудные спектры, измеренные в максимуме пульсаций скорости вдоль хорды крыла за шероховатостью с наложенным акустическим полем; (а) – без отсоса, (б) – с отсосом

На рисунке 61а показана эволюция амплитудных спектров пульсаций скорости за элементом шероховатости без воздействия отсоса. При $x = 290$ мм в спектре присутствуют многочисленные гармоники на кратных частотах, таких как 120, 240, 360, 480 и т.д. с большой спектральной интенсивностью ($A \approx 0.2$), что говорит о нелинейном характере развития высокочастотных вторичных возмущений. В сравнении со случаем «естественных» возмущений (рис.54а и 61а) пульсации скорости для выделенных высоких частот за счёт акустического воздействия увеличились как минимум в 20 раз при $x = 290$ мм. Ниже по течению, при $x = 395$ и 475 мм происходит постепенное заполнение спектра и усиление пульсаций скорости на низких частотах, то есть спектр приближается к турбулентному виду.

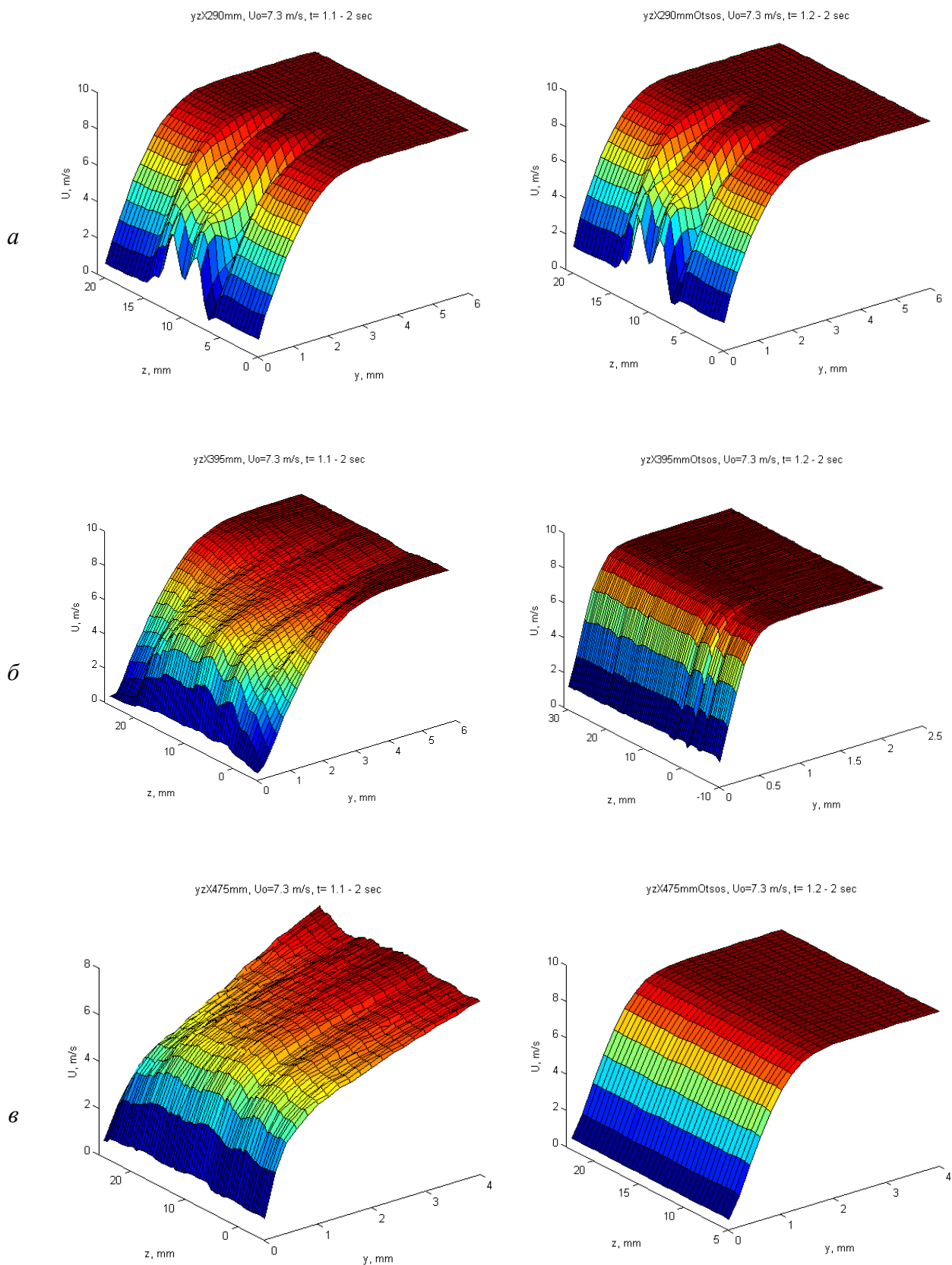


Рис. 62 Распределение средней скорости в пограничном слое с наложенным акустическим полем на частоте 120 Гц за шероховатостью без отсоса (слева) и с отсосом (справа) в координатах u' - y - z , при $x = 290$ мм (*a*), $x = 395$ мм (*б*), $x = 475$ мм (*в*)

Профили средней скорости при $x = 290$ мм демонстрируют ещё детерминированную продольную структуру с выраженными областями дефекта (по краям) и превышения (в середине при $z = 10$ мм) скорости (рис. 62а). Вниз по течению, при $x = 395$ и 475 мм, в следе за шероховатостью профили средней скорости переходят к турбулентному виду. Профили пульсаций скорости (рис. 63а) также демонстрируют при $x = 290$ мм ярко выраженные максимумы, совпадающие с областями максимального градиента скорости в трансверсальном направлении, характерные для детерминированной структуре.

При $x = 395$ и 475 мм пульсации скорости в центре следа достигают максимума вблизи стенки, смещаясь по трансверсальной координате к боковым границам. Ширина следа с ростом пространственной координаты увеличивается с 10 мм при $x = 290$ мм до 30 мм при $x = 395$ мм, а для $x = 475$ мм возмущение занимает всю область измерений (рис. 63а). Амплитуда пульсаций скорости в следе, измеренная на уровне максимума при $x = 290$ мм составляет $u' = 15.6\%U_0$ и монотонно снижается до $u' = 15.4\%U_0$ при $x = 475$ мм (рис. 64).

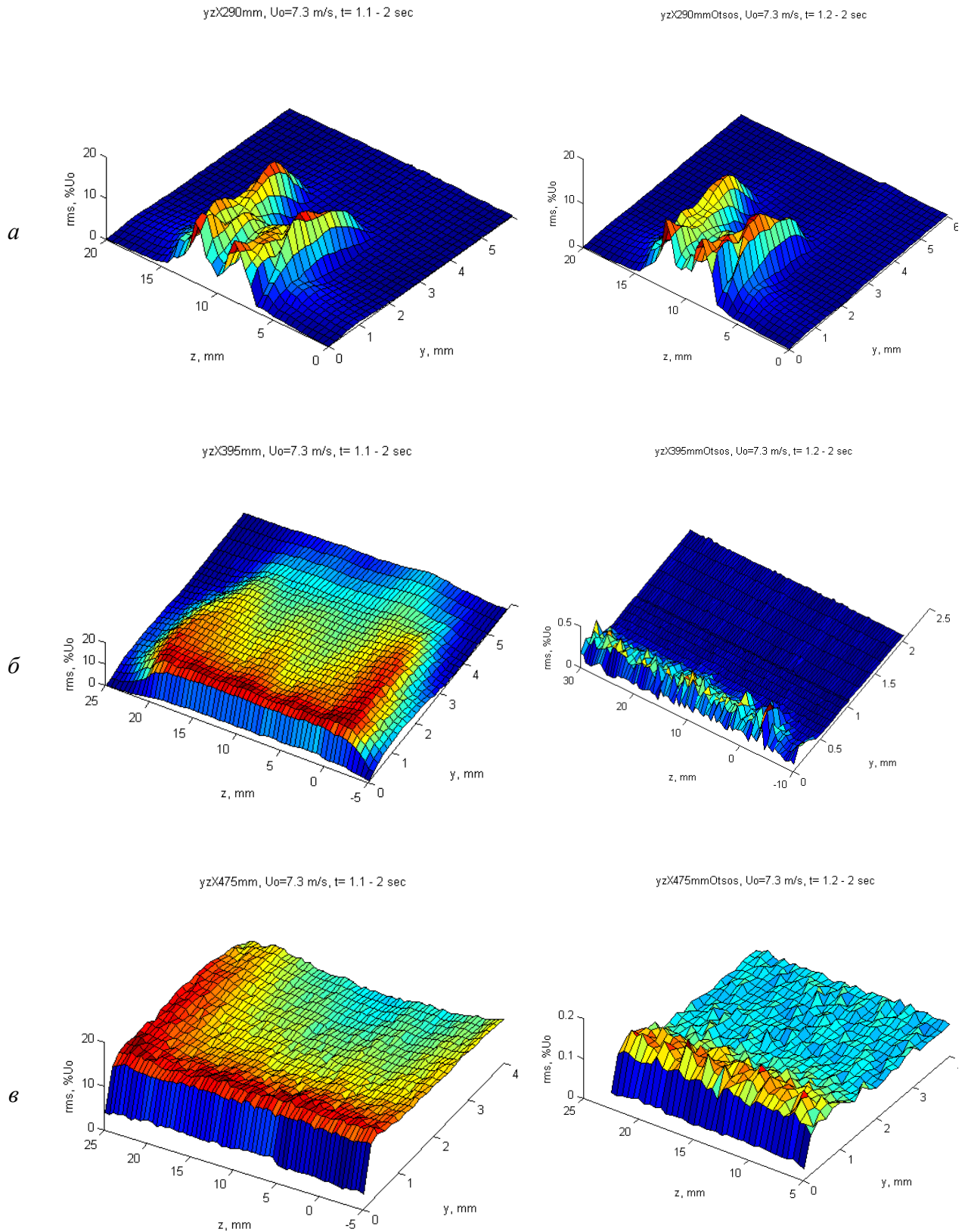


Рис. 63 Распределение пульсаций скорости в пограничном слое с наложенным акустическим полем на частоте 120 Гц за шероховатостью без отсоса (слева) и с отсосом (справа) в координатах u' - y - z , при $x = 290$ мм (а), $x = 395$ мм (б), $x = 475$ мм (в)

Рассмотрим воздействие распределённого отсоса воздуха на детерминированную полосчатую структуру большой амплитуды, усиленную акустическим полем. Как и в случае естественных возмущений, отсасывание привело к зашумлению спектра пульсаций скорости, измеренного перед областью отсоса, при $x = 290$ мм (рис. 61). Однако в данном случае эффект не настолько сильный и проявляется лишь для частот выше $f = 0.3$ кГц. Амплитуда высокочастотных пульсаций увеличилась в диапазоне частот $0.3 < f < 1.3$ кГц лишь в 2 раза (рис. 61б), но в целом характер пульсаций не изменился, также присутствуют многочисленные пики на кратных 120 Гц частотах. При движении вниз по течению, выполненные в одном масштабе спектры с отсосом и без отсоса показывают полное подавление всех выделенных частот и снижение спектральной амплитуды на 2 порядка на всех частотах для $x = 475$ мм (рис. 61). Профили средней скорости, измеренные перед областью отсоса при $x = 290$ мм, визуализирующие области дефекта и превышения скорости за шероховатостью, качественно не отличаются от случая без отсоса (рис. 62). Однако, за областью отсоса, как и в случае «естественных» возмущений, влияние отсоса проявляется в виде снижения толщины пограничного слоя и полного устранения искажений в профилях средней скорости при $x = 395$ и 475 мм (рис. 62б). Распределения пульсации скорости в плоскости y - z (рис. 63) демонстрируют аналогичную картину. Перед областью отсоса, при $x = 290$ мм воздействие на профили пульсаций минимальны, но при $x = 395$ и 475 мм течение становится ламинарным и однородным по трансверсальной координате z с максимумом пульсаций вблизи стенки. Максимальная амплитуда пульсаций скорости за областью отсоса стремительно падает. В сечении $x = 475$ мм она снизилась в 90 раз с $u' = 15.4\%U_0$ до $u' = 0.17\%U_0$ (рис. 64).

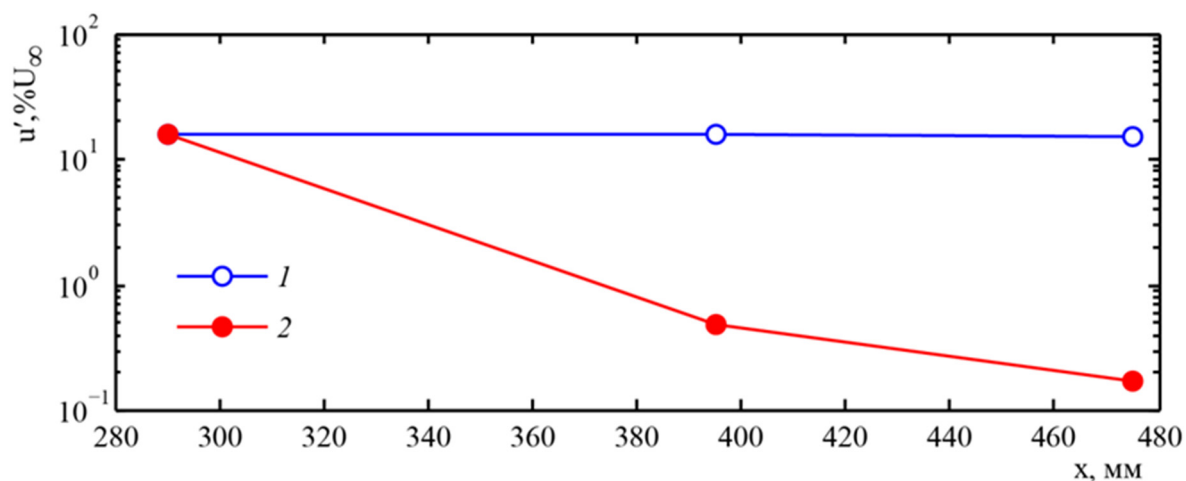


Рис. 64 Распределение пульсаций скорости для возмущений с наложенным акустическим полем в следе за шероховатостью вдоль хорды крыла в широком диапазоне частот ($0 < f < 2$ кГц); 1 – без отсоса, 2 – с отсосом

4.4 Выводы

Экспериментально исследовано влияние распределенного отсоса через гидравлически гладкую проницаемую поверхность (мелкоперфорированный вкладыш) как на «естественные возмущения» малых интенсивностей, так и на возмущения, усиленные внешним акустическим полем. Показано, что отсос снижает в 5 раз интенсивность интегральных пульсаций скорости в следе за шероховатостью для «естественных возмущений» малых амплитуд и в 90 раз для усиленных звуковым воздействием возмущений. Распределенный отсос в области неблагоприятного градиента давления воздействует на среднее течение, устраняя отрыв потока у задней кромки крыла. Воздействие распределённого по поверхности отсоса на течение внутри пограничного слоя за элементом шероховатости приводит к полному устранению неоднородности течения – стационарной продольной структуры. При этом за областью отсоса пограничный слой становится ламинарным и однородным (двумерным) по размаху крыла. Данный факт особенно примечателен для случая усиленных звуком возмущений, где воздействие отсоса приводит к устранению неоднородности течения – стационарной продольной структуры, эволюционирующей под воздействием внешнего

акустического поля в турбулентное образование. Из негативного воздействия такого способа отмечено лишь зашумление частотного спектра выше по потоку, которое, однако, полностью пропадает ниже по течению, за областью отсоса. За рамками настоящей работы осталось исследование влияния отсоса на среднее течение перед областью отсоса, а также эволюция возмущений над перфорированной поверхностью с целью выяснения эффективной протяженности области отсоса вдоль хорды крыла. Ответы на эти вопросы требуют дальнейших исследований.

Заключение

1. Адаптирована методика жидкокристаллической термографии для исследования процесса ламинарно-турбулентного перехода на скользящем крыле и модели трапециевидного летающего крыла (при натуральных скоростях полёта и числах Рейнольдса);

2. Оработана методика обнаружения области максимальной восприимчивости продольных структур к шероховатости на передней кромке скользящего крыла и модели трапециевидного летающего крыла (при натуральных скоростях полёта и числах Рейнольдса);

3. Показано, что двумерная ступенька приводит к появлению периодических продольных структур на модели скользящего крыла;

4. Исследование течения на наветренной стороне модели летающего крыла с установленным на поверхности трехмерным элементом шероховатости высотой $h_{3D} = 0.98$ мм (сравнимой с толщиной пограничного слоя в месте расположения) при скорости набегающего потока 10 м/с показало:

а) продольная структура состоит из двух стационарных возмущений;

б) стационарные возмущения имеет разный размер, обусловленный наличием поперечного течения;

в) при движении вниз по течению размеры возмущений увеличиваются, а частотный состав пульсаций смещается в область низких частот, что хорошо согласуется результатами прежних работ;

5. Показано, что распределенный отсоса через гидравлически гладкую проницаемую поверхность как при «естественных возмущениях» малых интенсивностей так и на возмущениях, усиленных внешним акустическим полем снижает в 5 раз интенсивность пульсаций скорости в следе за шероховатостью в случае «естественных возмущений» малых амплитуд и в 90 раз для усиленных внешним звуковым воздействием возмущений.

6. Воздействие распределённого по поверхности отсоса на течение внутри пограничного слоя за элементом шероховатости приводит к полному

устранению неоднородности течения – стационарной продольной структуры. При этом ниже области отсоса пограничный слой становится ламинарным и однородным (двумерным) по размаху крыла, происходит реламинаризация начального турбулентного течения.

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Статьи в рецензируемых журналах, рекомендованных ВАК

1) Tolkachev S.N., Kozlov V.V., Kaprilevskaya V.S. Influence of two-dimensional roughness element on boundary layer structure in the favourable pressure gradient region of the swept wing // Journal of Aerospace Engineering: Part G. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: 7 European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS), (Milan, Italy, 03-06 Vol. 2017). – 2020. – Vol. 234 No.1. – P. 20-27 DOI: 10.1177/0954410019841776

2) Каприлевская В. С., Павленко А. М., Козлов В. В., Крюков А. В. Течение за трехмерным элементом шероховатости на модели стреловидного крыла // Теплофизика и аэромеханика. 2020, Т. 27, № 3. С. 337–346.

3) Павленко А. М., Каприлевская В. С., Катасонов М. М., Козлов В. В. Исследование течения за элементом шероховатости на поверхности БПЛА при благоприятном градиенте давления // Сибирский физический журнал. 2020. Т. 15, № 2. С. 61–72. DOI 10.25205/2541-9447-2020-15-2-61-72

4) Каприлевская В.С., Толкачев С.Н., Козлов В.В. Исследование структуры течения за двумерной шероховатостью на скользящем крыле в области благоприятного градиента давления // Сибирский физический журнал. –2017. –Т. 12 No. 3. –С. 24-34. DOI: 10.25205/2541-9447-2017-12-3-24-34

5) 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 No. 4. –С. 65-73.

6) Kaprilevskaya V.S., Kozlov V.V. The investigation of influence of two-dimensional roughness element on the swept wing flow structure in favourable gradient region // AIP Conference Proceedings : XIX International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018) (Novosibirsk, Russia, 13–19 Aug., 2018). –S.l.: AIP Publishing, 2018. –Vol. 2027 No. 1. –P. 040064(6). DOI: 10.1063/1.5065338

Другие статьи

1) Tolkachev S.N., Kozlov V V., Kaprilevskaya V.S. The influence of two - dimensional roughness element on boundary flow structure in the favorable pressure gradient region of the swept wing // 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS 2017) (Italy, Milano, 3-6 july, 2017) : Proceedings. –S.l.: 2017. –P. 1-10. DOI: 10.13009/EUCASS2017-163

2) Tolkachev S.N., Kozlov V V., Kaprilevskaya V.S. The investigation of laminar-turbulent transition behind the localized roughness on the swept wing in the favorable pressure gradient region // 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS 2017) (Italy, Milano, 3-6 july, 2017) : Proceedings. –S.l.: 2017. –P. 1-9. DOI: 10.13009/eucass2017-161

Материалы конференций

1) Каприлевская В.С., Павленко А.М. Изучение развития течения за трехмерным элементом шероховатости на модели летающего крыла // Проблемы механики : теория, эксперимент и новые технологии : тезисы докладов XIV Всероссийской конференции молодых ученых (Новосибирск - Шерегеш, 28 февраля – 6 марта 2020 г.). – Новосибирск: 2020. –С. 82 - 83.

2) Павленко А.М., Каприлевская В.С., Козлов В.В. Изучение влияния трехмерного элемента шероховатости на течение на трапециевидном крыле// XXXVI Сибирский теплофизический семинар (Новосибирск, 5–7 октября 2020 г.), посвященный 70-летию академика РАН Алексеенко Сергей Владимировича. : тезисы докладов Всероссийской конференции с элементами научной школы для молодых ученых. –Новосибирск: 2020. –С. 36.

3) V.S. Kaprilevskaya, A.M. Pavlenko, V.V. Kozlov Investigation of the flow over flying wing surface with three-dimensional roughness placed on the leading edge // XX International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2020) (Novosibirsk, Russia, 2 - 6 Nov., 2020) : abstracts. –Novosibirsk: 2020. –Pt. I. –P. 89 - 90.

4) A.M. Pavlenko, V.S. Kaprilevskaya, V.V. Kozlov, M.M. Katasonov Influence of the boundary layer suction on the flow behind three-dimensional roughness on the straight wing model // XX International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2020) (Novosibirsk, Russia, 2 - 6 Nov., 2020) : abstracts. – Novosibirsk: 2020. –Pt. I. –P. 153 - 154.

5) Pavlenko A.M., Kaprilevskaya V.S., Katasonov M.M., Kozlov V.V. Investigation of two- and three-dimensional roughness elements influence on the flow over flying wing model // 15 Asian Symposium on Visualization (ASV-15), (Korea; Busan, 25-28 Sept., 2019) : Abstract Files. –Busan: 2019. –P. ASV-0148. - Electronic Resource.

6) Pavlenko A.M., Kaprilevskaya V.S., Tolkachev S.N., Katasonov M.M. Visualization of laminar-turbulent transition behind localized and two-dimensional roughness element on the leading edge of flying wing model // 15th International Conference on Fluid Control, Measurements and Visualization (27-30 May 2019, Naples, Italy) : Proceedings. –2019. –No. 139. –P. 1-2.

7) Pavlenko A.M., Kaprilevskaya V.S., Tolkachev S.N., Kozlov V.V. Visualization of the flow behind a two-dimensional roughness element and its role in the laminar-turbulent transition on the swept wing model // 15th International Conference on Fluid Control, Measurements and Visualization (27-30 May 2019, Naples, Italy) : Proceedings. –2019. –No. 148. –P. 1-2.

8) Каприлевская В.С., Козлов В.В. Исследование течения за двумерным элементом шероховатости и его влияние на ламинарно-турбулентный переход на скользящем крыле // XII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики (Уфа, 19-24 авг. 2019 г.) : аннот. докл. – Уфа: РИЦ БашГУ, 2019. –С. 116.

9) Каприлевская В.С., Козлов В.В. Исследование течения за двумерным элементом шероховатости и его влияние на ламинарно-турбулентный переход на скользящем крыле // XII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики (Уфа, 19-24 авг. 2019 г.) : сб. тр. в 4 т. Т. 2. «Механика жидкости и газа». –Уфа: РИЦ БашГУ, 2019. –С. 559-561.

10) Каприлевская В.С., Павленко А.М., Жаркова Г.М. Исследование структуры течения за локализованным трехмерным элементом шероховатости на модели летающего крыла // Проблемы механики : теория, эксперимент и новые технологии : тезисы докладов XIII Всероссийской конференции молодых ученых (Новосибирск- Шерегеш, 15 - 22 марта 2019 г.). –Новосибирск: 2019. –С. 71-72.

11) Павленко А.М., Каприлевская В.С., Катасонов М.М. Визуализация течения и ламинарно-турбулентного перехода за трехмерным и двумерным элементами шероховатости на передней кромке модели летающего крыла // XII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики (Уфа, 19-24 авг. 2019 г.) : аннот. докл.. –Уфа: РИЦ БашГУ, 2019. –С. 124.

12) Павленко А.М., Каприлевская В.С., Катасонов М.М. Визуализация течения и ламинарно-турбулентного перехода за трехмерным и двумерным элементами шероховатости на передней кромке модели летающего крыла // XII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики (Уфа, 19-24 авг. 2019 г.) : сб. тр. в 4 т. Т. 2. «Механика жидкости и газа». –Уфа: РИЦ БашГУ, 2019. –С. 661-662.

13) Kaprilevskaya V.S., Tolkachev S.N., Kozlov V.V. The investigation of influence of two-dimensional roughness element on the swept wing flow structure in favourable gradient region // XIX International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018) (Novosibirsk, Russia, 13 - 19 Aug., 2018) : abstracts. –Novosibirsk: 2018. –Pt. I. –P. 117.

14) Каприлевская В.С., Толкачев С.Н., Козлов В.В. Влияние двумерного элемента шероховатости на процесс ламинарно-турбулентного перехода вблизи передней кромки скользящего крыла // Проблемы механики : теория, эксперимент и новые технологии : тезисы докладов XII Всероссийской конференции молодых ученых (Новосибирск- Шерегеш, 16 - 22 марта 2018 г.) / под ред. В.В. Козлова.. – Новосибирск: 2018. –С. 75-76.

15) Tolkachev S.N., Kozlov V V., Kaprilevskaya V.S. The investigation of laminar-turbulent transition behind the localized roughness on the swept wing leading

edge // The 14th Asian symposium on visualization (China, Beijing, 22-26 May, 2017) : Abstract book. –2017. –P. 26-27.

16) Tolkachev S.N., Kozlov V V., Kaprilevskaya V.S. The role of two-dimensional roughness element in laminar-turbulent transition near the swept wing leading edge // The 14th Asian symposium on visualization (China, Beijing, 22-26 May, 2017) : Abstract book. –2017. –P. 10-11.

17) Толкачев С.Н., Каприлевская В.С., Козлов В.В. Влияние локализованной шероховатости на ламинарно-турбулентный переход в области передней кромки скользящего крыла // Проблемы механики : теория, эксперимент и новые технологии : тезисы докладов XI Всероссийской конференции молодых ученых (Новосибирск-Шерегеш, 20 - 23 марта 2017 г.) / под ред. В.В. Козлова. – Новосибирск: Параллель, 2017. –С. 121-122.

18) Толкачев С.Н., Каприлевская В.С., Козлов В.В. Исследование роли двумерного элемента шероховатости в ламинарно-турбулентном переходе вблизи передней кромки скользящего крыла // Проблемы механики : теория, эксперимент и новые технологии : тезисы докладов XI Всероссийской конференции молодых ученых (Новосибирск-Шерегеш, 20 - 23 марта 2017 г.) / под ред. В.В. Козлова. – Новосибирск: Параллель, 2017. –С. 123-124.

19) Толкачев С.Н., Козлов В.В., Каприлевская В.С. Исследование ламинарно – турбулентного перехода за локализованной шероховатостью на передней кромке скользящего крыла // XXXIII Сибирский теплофизический семинар (Новосибирск, 6–8 июня 2017 г.), посвященный 60-летию Института теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН. : тезисы докладов Всероссийской конференции с элементами научной школы для молодых ученых. –Новосибирск: 2017. –С. 86.

20) Толкачев С.Н., Козлов В.В., Каприлевская В.С. Роль двумерного элемента шероховатости в ламинарно – турбулентном переходе вблизи передней кромки скользящего крыла // XXXIII Сибирский теплофизический семинар (Новосибирск, 6–8 июня 2017 г.), посвященный 60-летию Института теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН. : тезисы докладов Всероссийской конференции с элементами научной школы для молодых ученых. –Новосибирск: 2017. –С. 87.

21) Tolkachev S.N., Kaprilevskaya V.S., Kovrizhina V.N., Zharkova G.M. Liquid crystal thermography technique for the investigation of stationary disturbances on the swept wing leading edge // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. –Perm: 2016. –P. 200-201.

22) Tolkachev S.N., Kaprilevskaya V.S., Kozlov V.V. The investigation of the role of two-dimensional and localized roughness element on laminar-turbulent transition on the swept wing leading edge // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. –Perm: 2016. –P. 198-199.

23) Tolkachev S.N., Kozlov V.V., Kaprilevskaya V.S. The investigation of the localized roughness influence on the laminar-turbulent transition on the swept wing in the favorable pressure gradient region // Dynamics of Concentrated Vortices : Euromech colloquium [581](Russia, Novosibirsk, 30 May -1 June, 2016) : book of abstracts. –Novosibirsk: 2016. –P. 87-88.

24) Tolkachev S.N., Kozlov V.V., Kaprilevskaya V.S. The role of two-dimensional roughness element in laminar-turbulent transition in the favorable pressure gradient region of the swept wing // Dynamics of Concentrated Vortices : Euromech colloquium [581](Russia, Novosibirsk, 30 May -1 June, 2016) : book of abstracts. –Novosibirsk: 2016. –P. 89-90.

25) Каприлевская В.С., Толкачев С.Н. Влияние двумерной шероховатости на процесс развития возмущений в области благоприятного градиента давления на скользящем крыле // Физика сплошных сред : Материалы 54-й Международной научной студенческой конференции (МНСК-2016) (Новосибирск, 16-20 апр. 2016 г.) Solid State Physics: Proceedings of the 54th International Students Scientific Conference. –Новосибирск: 2016. –С. 40.

26) Каприлевская В.С., Толкачев С.Н. Роль двумерной шероховатости в процессе ламинарно-турбулентного перехода в области благоприятного градиента давления на скользящем крыле // Физика сплошных сред : Материалы 53-й Международной научной студенческой конференции (МНСК-2015) (Новосибирск,

11–17 апр. 2015 г.) Solid State Physics: Proceedings of the 53rd International Students Scientific Conference. –Новосибирск: 2015. –С. 32.

27) Толкачев С.Н., Каприлевская В.С. Исследование роли двумерной и локализованной шероховатости на ламинарно-турбулентный переход на передней кромке скользящего крыла // XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики (Казань, 20 – 24 авг. 2015 г.). :[сборник трудов]. –Казань: 2015. –С. 3756-3758.- CD-ROM.

Список литературы

[1]. Prandtl L. Über Flüssigkeitsbewegung bei sehr kleiner Reibung. Verhandlg. III // Intern. Math. Kongr. Heidelberg, 1904. pp. 484 – 491.

[2]. Heisenberg W. Über stabilität und turbulenz von Flüssigkeitsströmen // Vol. 74, 1924. pp. 577 – 627.

[3]. Tollmien W. Grenzschichttheorie // Handbuch der Experimentalphysik, 1931. Vol. 4, No.1.

[4]. Kachanov Yu. S. Physical mechanisms of laminar-turbulent transition // Ann. Rev. Fluid Mech., 1994. V. 26, p. 411 – 482.

[5]. Rayleigh J. W. S. On stability or instability of certain fluid motions // Proc. London Math. Soc. 1880 V.9, p. 57 – 70.

[6]. Schubauer G. B., Skramstad H. K. Laminar boundary layer oscillations and transition on a flat plate // NASA TN 909. 1948.

[7]. Гилев В. М., Довгаль А. В., Козлов В. В. Развитие волнового пакета в пограничном слое с градиентом давления // Препринт №6 – 84, Новосибирск 1984, АН СССР СО ИТПМ

- [8]. Gray W. E. The effect of wing sweep on laminar flow // RAE TM Aero. 1952. N 255.
- [9]. Owen W. E., Rendall D. J. Boundary layer transition on the sweptback wing // RAE TM Aero. 1953. N 375.
- [10]. Saric W. S., Yeates L. G. Experiments on the stability of crossflow vortices in swept-wing flows // AIAA Paper 85 – 0493, 1985.
- [11]. Poll D. I. A. Some observations of the transition process on the windward face of a long yawed cylinder // J. Fluid Mech. 1985. V. 150, p. 329 – 356.
- [12]. 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.
- [13]. White E. B., Saric W. S. Secondary instability of crossflow vortices // J. Fluid Mech. 2005. V. 525, p. 275 – 308.
- [14] Толкачев С. Н., Горев В. Н., Козлов В. В. Исследование возникновения и развития стационарных и вторичных возмущений в области благоприятного градиента давления на скользящем крыле // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2013. Т. 8, вып. 2. С. 55 – 69.
- [15] Корнилов В. И. Пространственные пристенные турбулентные течения в угловых конфигурациях. – 2-е изд., перераб. и доп. / отв. ред. В.М. Фомин; Рос. акад. наук. Сиб. отд-ние, Ин-т теор. и прикл. механики. – Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013. – 431 с.
- [16] Бойко А. В., Козлов В. В., Сова В. А., Щербаков В. А. Генерация продольных структур в пограничном слое скользящего крыла и их вторичная неустойчивость // Теплофизика и аэромеханика, Т. 7, № 1, 2000. С. 25 – 35.

[17] Deyhle H. B. Disturbance growth in an unstable three-dimensional boundary layer and its dependence on environmental conditions // *J. Fluid Mech.*, No. 316, 1996. pp. 73 – 113.

[18] Boiko, A.V., Grek, G.R., Dovgal, A.V., Kozlov, V.V. *The Origin of Turbulence in Near-Wall Flows* // Springer-Verlag Berlin Heidelberg. 2002. P.268

[19] Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1969. 742 с.

[20] Казаков А. В., Коган М. Н., Купарев В. А. О повышении устойчивости дозвукового пограничного слоя при нагревании поверхности вблизи передней кромки // Докл. АН СССР. — 1985. — Т. 283. — № 2. — С. 333–335.

[21] Лебедев Ю. В., Фомичев В. М. Устойчивость пограничного слоя на неравномерно нагретой и охлажденной поверхности // *Аэрофизика и геокосмические исследования*. — М., 1985. — С. 35–41.

[22] Струминский В. В., Лебедев Ю. Б., Фомичев В. М. Влияние градиента температуры вдоль поверхности на протяженность ламинарного пограничного слоя газа // Докл. АН СССР. — 1986. — Т. 289. — № 4. — С. 813–816.

[23] Dovgal A. V., Levchenko V. Y., Timofeev V. A. Boundary layer control by a local heating of the wall // *Laminar–Turbulent Transition* / Ed. by D. Arnal, R. Michel. — Berlin: Springer–Verlag, 1990. — IUTAM Symposium. — P. 113–121.

[24] Grek G. R., Kozlov V. V., Titarenko S. V. Effects of riblets on vortex development in the wake behind a single roughness element in the laminar boundary layer on a flat plate // *Rech. Aer’ospat.* — 1996. — Vol. 1996. — No. 1. — P. 1–9.

[25] Grek G. R., Kozlov V. V., Titarenko S. V. An experimental study on the influence of riblets on transition // *J. Fluid Mech.* — 1996. — Vol. 315. — P. 31–49.

[26] Grek G.R., Kozlov V.V., Titarenko S.V., Klingmann B.G.B. The influence of riblets on a boundary layer with embedded streamwise vortices // *Phys. Fluids A*. — 1995. — Vol. 7. — No. 10. — P. 2504–2506.

[27] Бойко А.В., Грек Г.Р., Довгаль А.В., Козлов В.В. Физические механизмы перехода к турбулентности в открытых течениях // М.; Ижевск: НИЦ “Регулярная и хаотическая динамика”, Институт компьютерных исследований, 2005. 304 с.

[28] Bippes H., Wiegel M., Bertolotti F. Experiments on the control of crossflow instability with the aid of suction through perforated walls // *Mechanics of Passive and Active Flow Control* / Ed. by G. E. A. Meier, P. R. Viswanath. — Dordrecht: Kluwer, 1999. — P. 165–170.

[29] Arnal D., Juillen J. C., Reneaux J., Gasparian G. Effect of wall suction on leading edge contamination // *Aerosp. Sci. Technol.* — 1997. — Vol. 8. — P. 505–517.

[30] Forest A. E. Engineering predictions of transitional boundary-layers: CP 224: AGARD, 1977.

[31] Abegg C., Bippes H., Boiko A., Krishnan V., Lerche T., Pothke A., Wu Y., Dallmann U. Transitional flow physics and flow control for swept wings: Experiments on boundary-layer receptivity, instability excitation and HLF-technology // *Proc. CEAS/DragNet European Drag Reduction Conf.* — Potsdam, 2000. — P. 675–680.

[32] Abegg C., Bippes H., Janke E. Stabilization of boundary-layer flows subject to crossflow instability with the aid of suction // *Laminar–Turbulent Transition* / Ed. By H. F. Fasel, W. S. Saric. — Berlin: Springer–Verlag, 2000. — IUTAM Symposium. — P. 607–612.

[33] В.В. Козлов, В.Я. Левченко, В.А. Щербаков, Развитие возмущений в пограничном слое при щелевом отсасывании. // Учен. зап. ЦАГИ.- 1978. – Т.9. - № 2. – С. 99 – 105.

[34] Бойко А. В., Козлов В. В., Сызранцев В. В., Щербаков В. А. Активное управление вторичной неустойчивостью в трехмерном пограничном слое // Теплофизика и Аэромеханика. — 1999. — Т. 6. — № 2. — С. 181–192.

[35] Литвиненко Ю.А., Козлов В.В., Чернорай В.Г., Грек Г.Р., Лефдаль Л.Л. Управление неустойчивостью поперечного течения скользящего крыла с помощью отсоса // Теплофизика и аэромеханика. - 2003. -Т.10, №.4. -С. 559-567.

[36] Грек Г.Р., Катасонов М.М., Козлов В.В., Корнилов В.И. Влияние распределенного отсоса на развитие возмущений на крыловом профиле // Доклады Российской академии наук. Физика, технические науки. –2020. –Т. 491 №. 1. –С. 75-79.

[37] Козлов В.В., Грек Г.Р., Катасонов М.М., Корнилов В.И., Садовский И.А. Воздействие распределенного отсоса на развитие собственных возмущений пограничного слоя на нелинейной стадии их развития // Доклады Российской академии наук. Физика, технические науки. –2020. –Т. 493 №. 1. –С. 51-56.

[38] Толкачев С. Н., Горев В. Н., Козлов В. В. Исследование возникновения и развития неустойчивости поперечного течения на передней кромке скользящего крыла методом жидкокристаллической термографии// Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2012. Т. 7, вып. 2. С. 80 – 84.

[39]. Klein E. J. Application of liquid crystals to boundary layer flow visualization. N. Y., 1968. (Paper / AIAA; N 68 – 376).

[40]. Жаркова Г. М., Коврижина В. Н., Хачатурян В. М. Экспериментальное исследование дозвуковых течений методом жидкокристаллической термографии // Прикладная механика и техническая физика. 2002. Т. 43, № 2. С. 122 – 128.

[41]. Довгаль А. М., Жаркова Г. М., Занин Б. Ю., Коврижина В. Н. Применение жидкокристаллических покрытий для исследования отрыва потока // Ученые записки ЦАГИ. 2001. Т. XXXII, №3 - 4, с. 157 - 164.

[42]. 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 // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2012. Т. 7, вып. 2. С. 66 – 79.

[43] 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 // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2014. Т. 9, № 4. С. 65–73.

[44] 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. Vizualization (The Vizualization Soc. of Japan). 2002. Vol. 5, No. 2. P. 169–176.

[45] Kawamura T., Hiwada M., Hibino T., Mabuchi I., Kumada M. Flow around a finite circular cylinder on a flat plate. Bulletin of JSME, 1984, vol. 27, no. 232, p. 2142–2151.

[46] Pattenden R. J., Turnok S. R., Zhang X. Measurements of the flow over a low aspect ratio cylinder mounted on a ground plane. Experiments in Fluids, 2005, vol. 39, no. 1, p. 10–21

[47] Грек Г.Р., Катасонов М.М., Козлов В.В., Корнилов В.И., Крюков А.В., Садовский И.А. Управление ламинарно-турбулентным переходом на крыловом

профиле путем распределенного отсоса через мелкоперфорированную поверхность
// Сибирский физический журнал. 2019. Т. 14, № 4. С. 28–54.