

УДК 532.526.3

DOI 10.25205/2541-9447-2017-12-3-24-34

**В. С. Каприлевская<sup>1,2</sup>, С. Н. Толкачев<sup>1</sup>, В. В. Козлов<sup>1,2</sup>**

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

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

*valeria.kaprilevskaya@gmail.com*

### **ВЛИЯНИЕ ДВУМЕРНОЙ ШЕРОХОВАТОСТИ НА СТРУКТУРУ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ СКОЛЬЗЯЩЕГО КРЫЛА В ОБЛАСТИ БЛАГОПРИЯТНОГО ГРАДИЕНТА ДАВЛЕНИЯ\***

Изложены результаты исследования процессов, возникающих при обтекании двумерной шероховатости, расположенной на передней кромке скользящего крыла. Получены картины распределения стационарного возмущения скорости пограничного слоя за двумерной шероховатостью в диапазоне высот от 0 до 1,04 мм в присутствии уединенного цилиндрического элемента шероховатости. Обнаружена мультипликация продольных структур, усиливающаяся при наложении акустического поля частотой 500 Гц.

*Ключевые слова:* ламинарно-турбулентный переход, скользящее крыло, двумерная шероховатость, неустойчивость поперечного течения, вторичная неустойчивость, трехмерный пограничный слой.

#### **Введение**

Большинство самолетов современной гражданской и военной авиации оснащено стреловидными крыльями, предназначенными для трансзвуковых скоростных режимов. Однако обтекание крыла такого типа имеет следующую особенность: отличие направления скорости набегающего потока от направления ускоряющего воздействия градиента давления приводит к формированию трехмерной структуры пограничного слоя с точкой перегиба, которую связывают с неустойчивостью поперечного течения. Этот физический механизм приводит к высокой чувствительности к шероховатости поверхности.

В качестве затравки возмущений на реальном крыле выступают заклёпки, элементы механизации, а также грязь, снег и насекомые. Все это может привести к преждевременному переходу к турбулентному

режиму течения, что, в свою очередь, станет причиной повышенного потребления топлива самолетом.

Проведение полетных экспериментов – крайне дорогое и сложное в реализации мероприятие, поэтому испытания выполняются в аэродинамических трубах на моделях крыльев. В качестве упрощенной модели стреловидного крыла можно использовать скользящее крыло, обладающее бесконечным размахом, что позволяет не рассматривать краевые эффекты. В то же время на нем реализуются основные механизмы неустойчивости, свойственные стреловидному крылу.

Большая часть исследовательских работ выполнялась на естественной шероховатости крыла либо на регулярных элементах шероховатости, расположенных с определенным шагом. Однако наблюдается недостаток информации о влиянии двумерных шероховатостей на структуру и устойчивость течения.

\* Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (грант № 16-19-10330).

В работе [1] проводились исследования течения за протяженной наклейкой. Было показано, что основное дестабилизирующее влияние оказывали края наклейки, приводившие к генерации стационарных вихрей. По этой причине основной акцент работы был направлен на исследование процессов, протекающих в этих вихрях.

В работе [2] исследовано 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 [1]. Отдельно было отмечено отсутствие заметного влияния центральной части наклейки на течение.

В работе [3] использован другой подход. В качестве затравки применялась многослойная двумерная шероховатость, выполненная в виде полосы шириной 15 мм и расположенная вдоль передней кромки крыла на плоской ее части. Высота двумерной шероховатости была достаточно большой и варьировалась от 0,13 до 1,82 мм. К сожалению, значение толщины пограничного слоя в работе не приводится, однако, ориентируясь на работу [4], в которой использовалась похожая экспериментальная конфигурация, можно утверждать, что толщина пограничного слоя составляла около 1 мм. При таких условиях обнаружен дестабилизирующий характер двумерной шероховатости в отношении стационарной структуры, формирующейся за цилиндрическим элементом шероховатости. Полученные данные говорят о выделении периодических продольных структур передней ступенькой двумерной шероховатости.

Данное исследование является логическим продолжением работы [3] с упором на получение данных с помощью методики термоанемометрии постоянного сопротивления. Этот подход позволяет избежать неровностей поверхности, создаваемых жидкокристаллической пленкой, а также необходим для верификации предшествующих работ и получения новых результатов.

### Методика исследования

*Условия проведения эксперимента.* Исследования проводились в аэродинамической трубе закрытого типа АТ-324 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН. По-

перечное сечение рабочей части трубы  $1\,000 \times 1\,000 \times 4\,000$  мм. Контроль скорости набегающего потока  $U_\infty$  осуществлялся с помощью трубки Пито – Прандтля, соединенной с электронным манометром. Эксперимент проводился при  $U_\infty = 9,2$  м/с. Степень турбулентности набегающего потока не превышала 0,03 %, температура воздуха в рабочей части трубы составляла 22 °С.

*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. 1), 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.

*Термоанемометрические измерения.* 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 плоским сеткам измерений. Конфигурация сеток была выбрана из соображения уменьшения времени одной серии измерений. В результате получены трансверсальные сечения потока при различных внешних условиях.

*Генерация стационарных возмущений* осуществлялась с помощью цилиндрического элемента шероховатости высотой 0,78 мм и диаметром 1,6 мм. Шероховатость располагалась на расстоянии  $68,7^\circ$  от линии симметрии профиля крыла. Выбор такого значения следует из работы [4], 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. 2). Данный вид шеро-

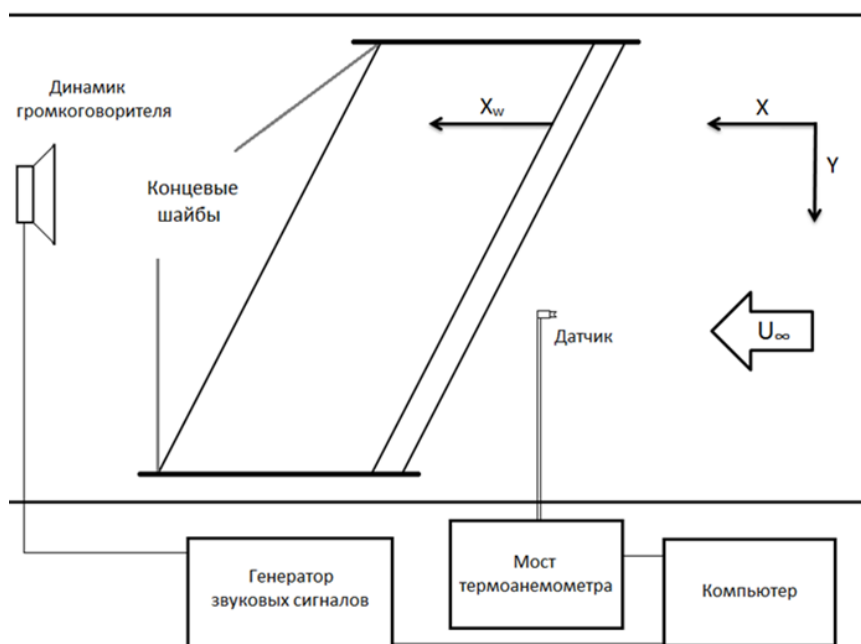


Рис. 1. Схема эксперимента

ховатости был многослойным, и толщина варьировалась от 0 до 1,04 мм с шагом 0,13 мм.

**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.

### Результаты эксперимента

**Условия течения.** В эксперименте в первую очередь было необходимо 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. 3) 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.

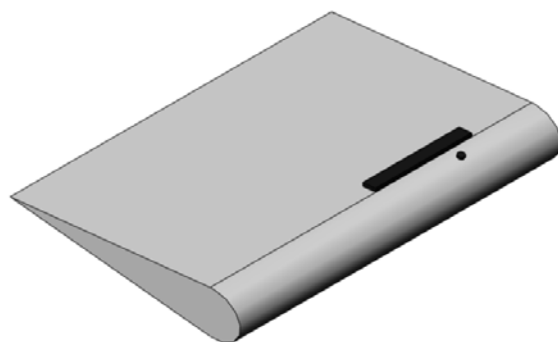


Рис. 2. Модель крыла

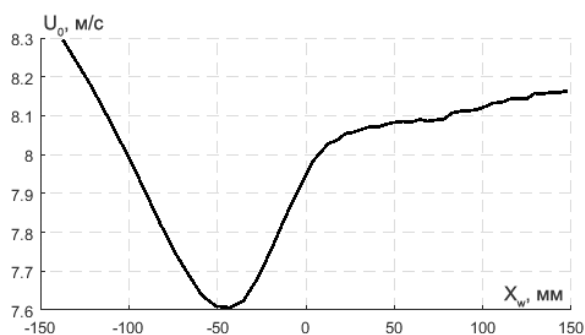


Рис. 3. Распределение средней скорости над верхней плоскостью крыла

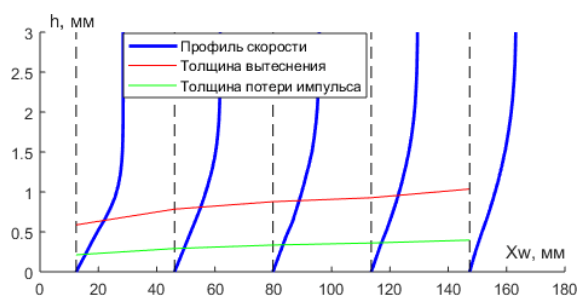


Рис. 4. Толщина пограничного слоя на модели скользящего крыла

Следующим шагом были проведены измерения толщины пограничного слоя вдоль по потоку (рис. 4) без двумерной шероховатости. На начальных участках, соответствующих расположению двумерной шероховатости, толщина вытеснения пограничного слоя составляет 0,58 мм.

*Влияние высоты двумерной 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. 5, высота  $2d = 0$  мм).

В дополнение к цилиндрическому элементу шероховатости на плоской части крыла устанавливалась двумерная шероховатость. Проведены термоанемометрические измерения, по результатам которых получено рас-

пределение стационарного возмущения скорости для различных высот двумерных шероховатостей (см. рис. 5). 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.

Дополнительную информацию после обработки приносит представление данных в виде изолиний равной амплитуды, расположенных с логарифмическим шагом (рис. 6). 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.

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,

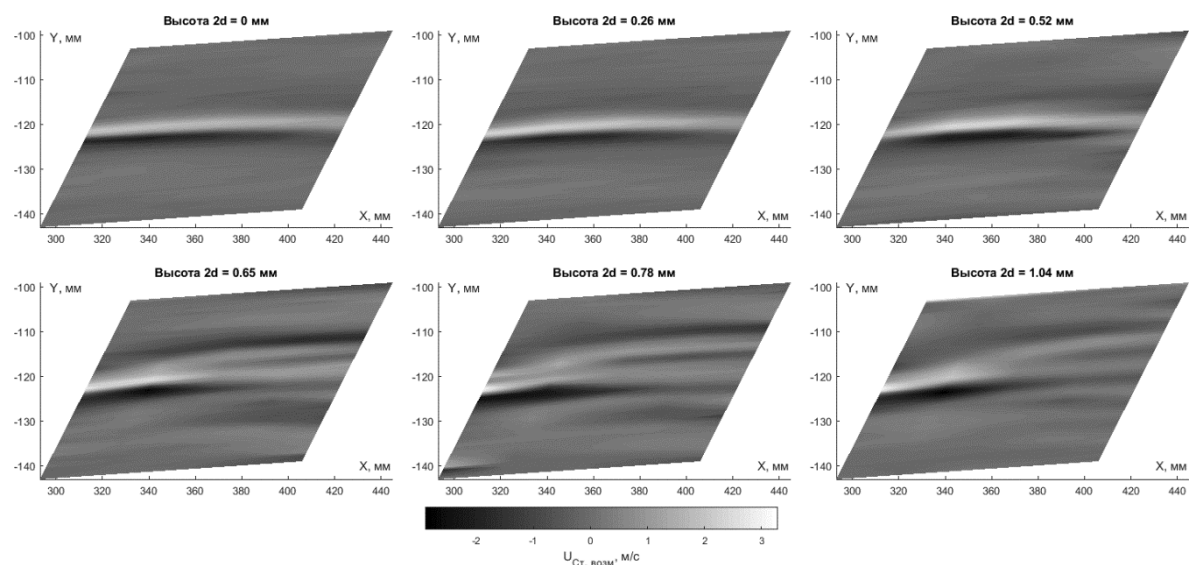


Рис. 5. Влияние высоты двумерной шероховатости на распределение стационарного возмущения скорости

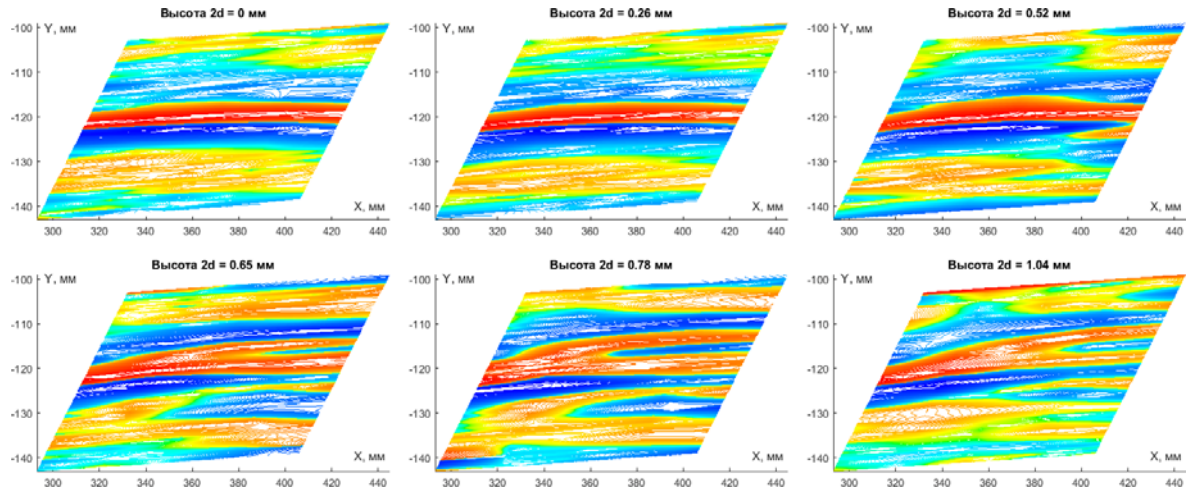


Рис. 6. Влияние высоты двумерной шероховатости на стационарные возмущения за двумерной шероховатостью

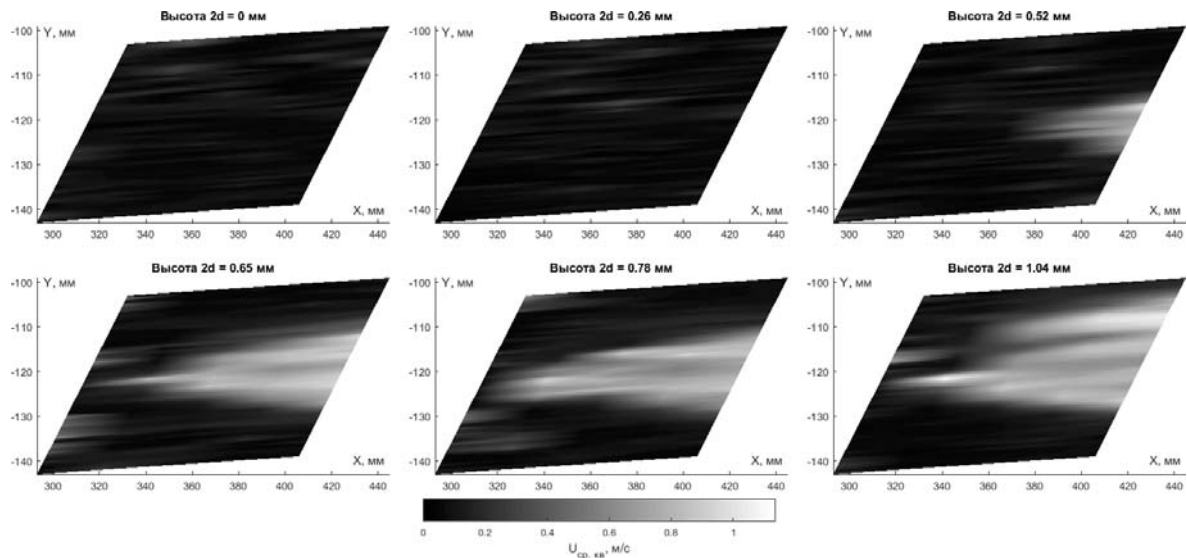


Рис. 7. Распределение стандартного отклонения пульсаций скорости над поверхностью крыла в зависимости от высоты двумерной шероховатости

местоположение мультипликации продольных структур примерно одинаковое.

Увеличение высоты двумерной шероховатости снижает устойчивость течения к пульсациям скорости (рис. 7). Заметный эффект появляется начиная с высоты 0,52 мм. При этом формируется клинообразная структура, зарождающаяся в области между дефектом и превышением скорости на продольной структуре, возбужденной цилиндрическим элементом шероховатости. Это положение приблизительно соответствует ядру стационарного вихря. Вдоль по потоку трансверсальный размер возмущенной об-

ласти увеличивается. Угол раствора области нарастающих пульсаций составляет  $8,3 \pm 1^\circ$ . Увеличение высоты приводит к смещению процесса вверх по течению.

На рис. 8 представлены спектры пульсаций скорости в области ядра стационарного вихря для различных высот двумерной шероховатости и положений вдоль по потоку. В отсутствие двумерной шероховатости 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



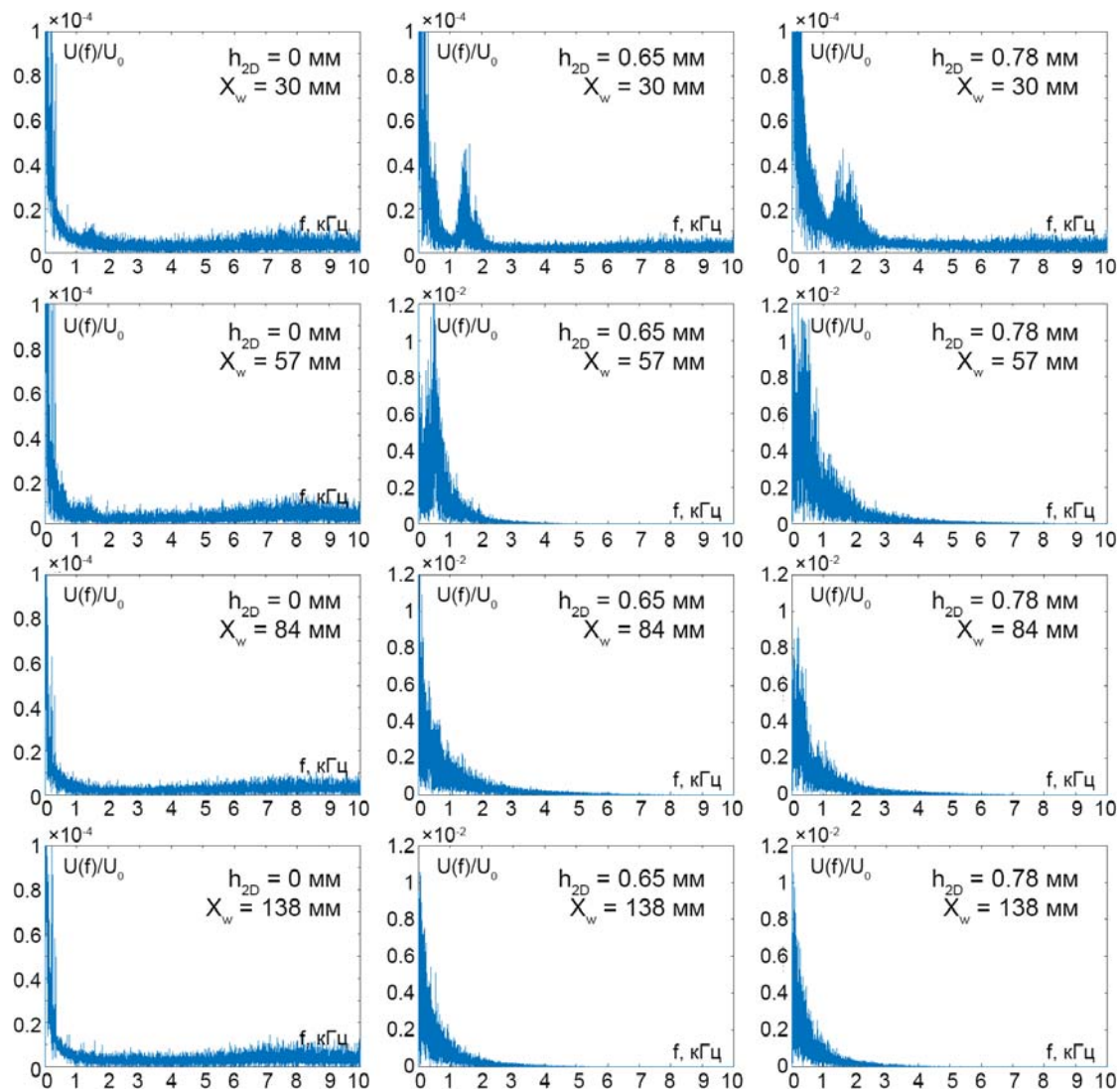


Рис. 8. Спектры пульсаций скорости в области максимумов стандартного отклонения скорости для различных высот двумерной шероховатости для четырех точек вдоль по течению

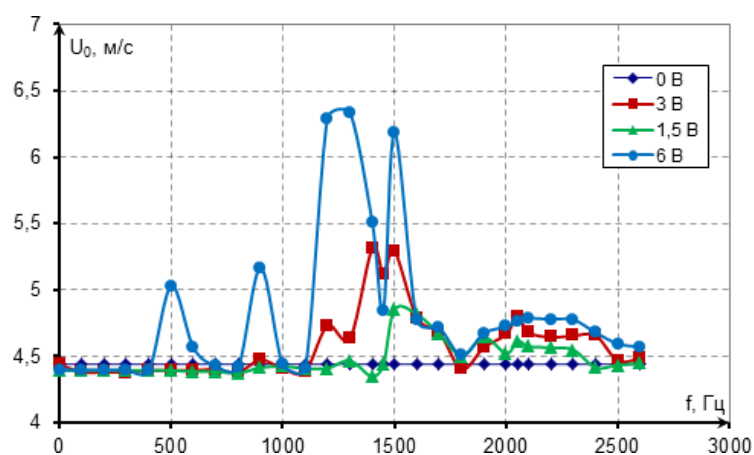


Рис. 9. Влияние частоты и амплитуды акустического сигнала (амплитуда синусоидального напряжения, подаваемого на динамик громкоговорителя) на среднее течение в области ядра стационарного возмущения

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, меняется 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 уже в  $X_w = 57$  мм течение практически турбулентно.

*Влияние акустического поля на течение за двумерной шероховатостью.* 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 акустики (рис. 9) за двумерной шероховатостью высотой  $h_{2D} = 0,78$  мм.

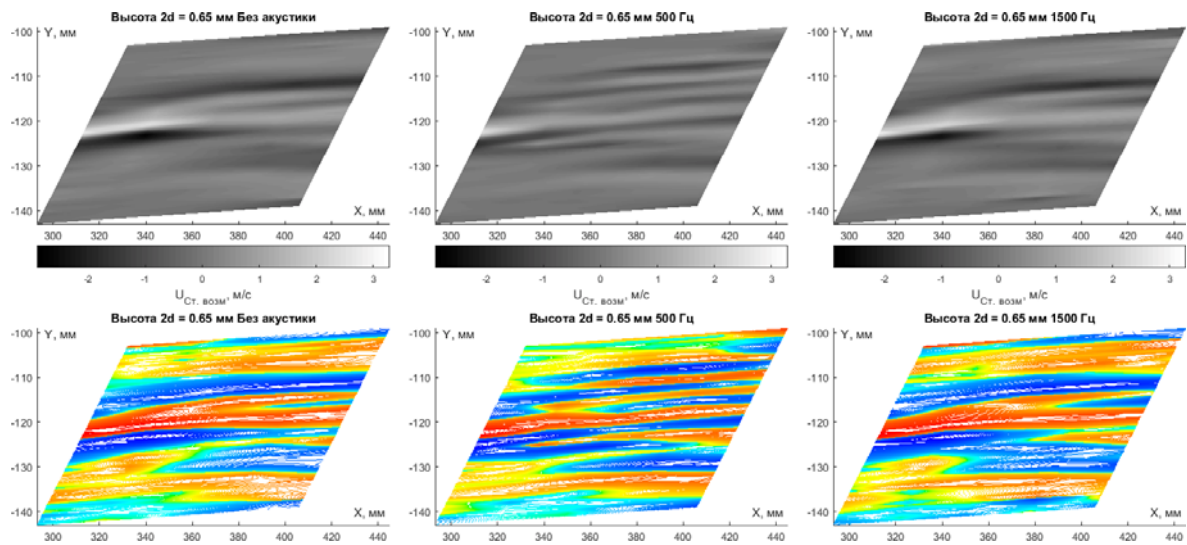


Рис. 10. Влияние акустического поля на распределение стационарного возмущения скорости за двумерной шероховатостью  $h_{2D} = 0,65$  мм (верхний ряд) и логарифмическое представление этого распределения (нижний ряд)

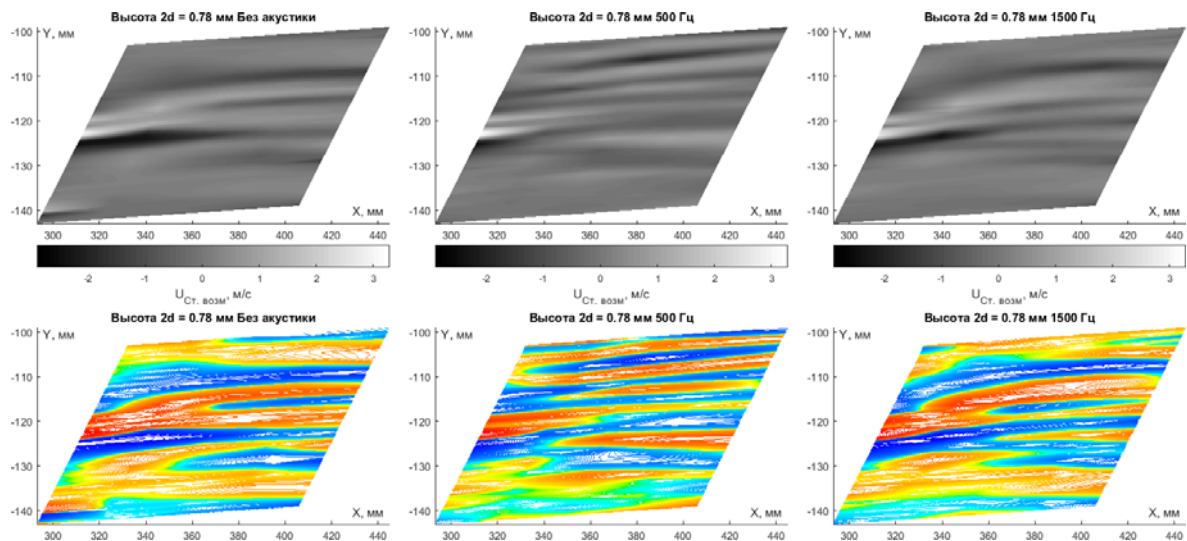


Рис. 11. Влияние акустического поля на распределение стационарного возмущения скорости за двумерной шероховатостью  $h_{2D} = 0,78$  мм (верхний ряд) и логарифмическое представление этого распределения (нижний ряд)

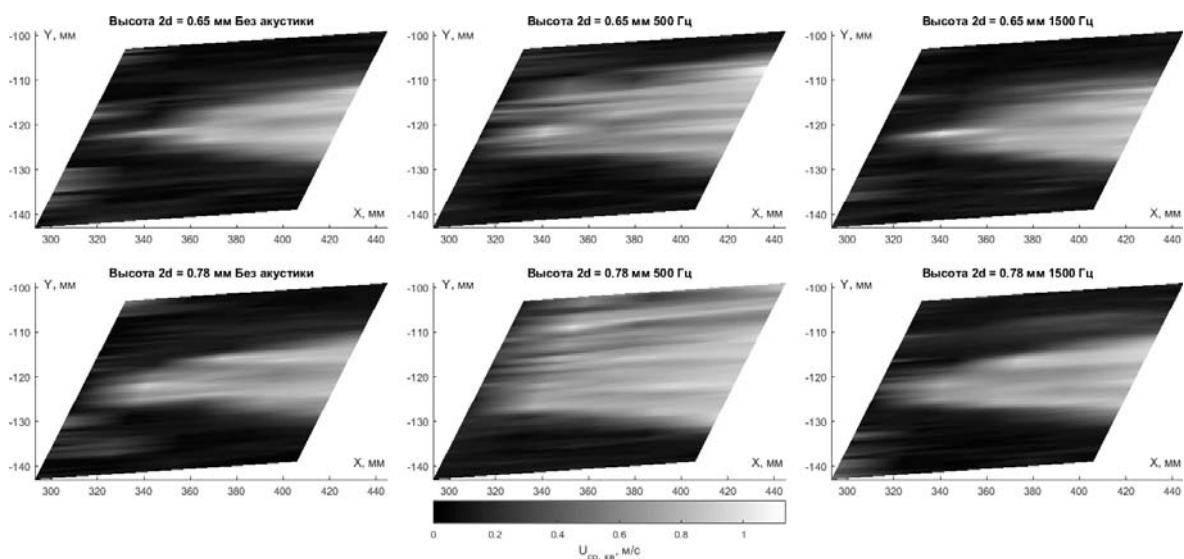


Рис. 12. Распределение стандартного отклонения пульсаций скорости над поверхностью крыла в зависимости от частоты акустического воздействия для двух высот двумерной шероховатости (верхний ряд –  $h_{2D} = 0,65$  мм; нижний ряд –  $h_{2D} = 0,78$  мм)

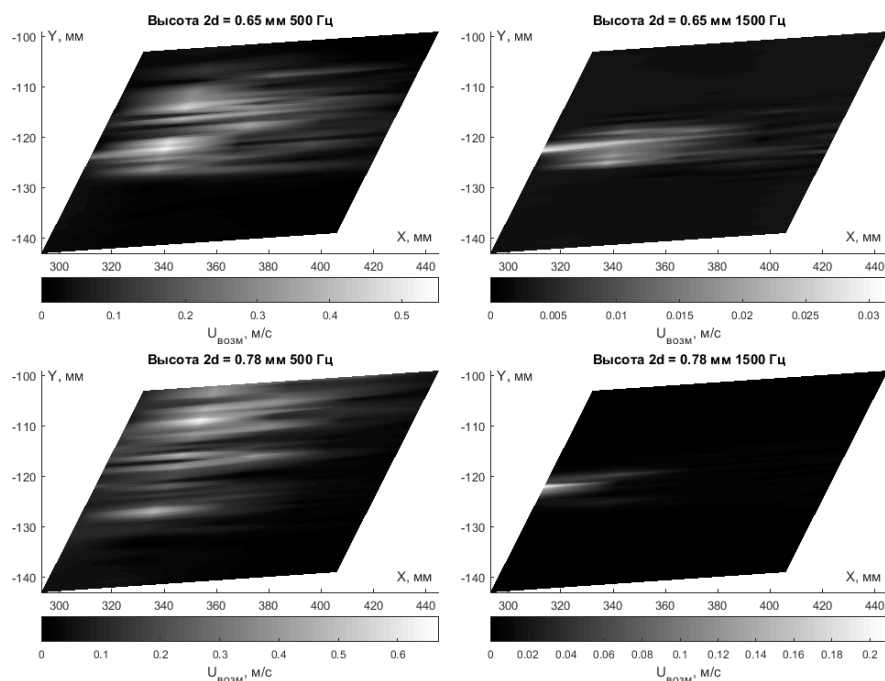


Рис. 13. Распределение амплитуды контролируемого возмущения  $U(f)$  над поверхностью крыла в зависимости от частоты акустического воздействия для двух высот двумерной шероховатости (верхний ряд –  $h_{2D} = 0,65$  мм; нижний ряд –  $h_{2D} = 0,78$  мм)

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 са-



мом общем виде данная зависимость находится в согласии со спектром пульсаций скорости (см. рис. 8) в  $X_w = 30$  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 рис. 10 (верхний ряд). Видно, что частота звука  $f = 500$  Гц приводит к сильному перестроению течения, возникновению новых продольных структур. Используя логарифмическое представление данных (рис. 10, нижний ряд), можно выделить, что конечные поперечные масштабы возмущений в режимах с наложением акустики и без наложения совпадают, а потому это воздействие можно охарактеризовать как ускорение естественного процесса мультипликации. Интересно, что, несмотря на результаты, представленные на рис. 9, акустическое воздействие с частотой 1500 Гц не привело к заметному перестроению течения (см. рис. 10).

Увеличение высоты двумерной шероховатости до  $h_{2D} = 0,78$  мм (рис. 11) 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.

Влияние акустического воздействия на распределение пульсаций скорости представлено на рис. 12. Акустическое воздействие с частотой 1500 Гц практически не вносит изменений в распределение пульсаций скорости. С другой стороны, воздействие с частотой 500 Гц приводит к возбуждению возмущений на наборе стационарных структур, порожденных двумерной шероховатостью, практически одновременно. Причем с увеличением толщины двумерной шероховатости увеличивается количество стационарных возмущений, на которых начинают развиваться пульсации скорости.

На рис. 13 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.

### Обсуждение результатов

В результате экспериментов установлено, что достаточно маленькая двумерная шероховатость не оказывает влияния на течение – как невозмущенное, так и возмущенное – за цилиндрическим элементом шероховатости. Однако увеличение ее 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 и к увеличению области с турбулентным режимом течения.

Взаимодействие стационарной структуры, порожденной цилиндрическим элементом шероховатости, с двумерной шероховатостью – 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.

### Выводы

Результаты данного исследования находятся в качественном согласии с результатами работы [3].

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.

### Список литературы

1. 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. 2000. Т. 7, № 1. С. 25–35.

2. Deyhlet H., Bippes H. Disturbance growth in an unstable three-dimensional boundary layer and its dependence on environmental conditions // J. Fluid Mech. 1996. No. 316. P. 73–113.

3. 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.

4. 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, № 2. С. 55–69.

### Список обозначений

$U_\infty$  – скорость набегающего потока

$U_0$  – средняя скорость в точке измерения

$U(f)$  – амплитуда возмущения скорости с частотой  $f$ , полученная из преобразования Фурье

$\chi$  – угол скольжения модели скользящего крыла

$\alpha$  – угол атаки модели скользящего крыла

$X$  – координата, направленная вдоль потока

$X_w$  – координата, направленная вдоль потока, но её нулевое значение соответствует положению оси цилиндра, из которого образована передняя кромка профиля модели скользящего крыла (вычисляется по формуле  $X_w(\text{мм}) = X - Y - 406$ )

$Y$  – координата, ортогональная  $X$ . Ось цилиндра, из которого образована передняя кромка профиля модели скользящего крыла, лежит в плоскости, образованной векторами  $oX-oY$  (единичные векторы, параллельные  $X$  и  $Y$ , исходящие из нулевых значений)

$h_{2D}$  – высота двумерной шероховатости

$f$  – частота акустического воздействия на пограничный слой

$h$  – расстояние от поверхности крыла, отсчитывается ортогонально плоскости, образованной  $oX-oY$

**V. S. Kaprilevskaya**<sup>1,2</sup>, **S. N. Tolkachev**<sup>1</sup>, **V. V. Kozlov**<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> *Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS  
4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation*

<sup>2</sup> *Novosibirsk State University  
2 Pirogov Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation*

*valeria.kaprilevskaya@gmail.com*

**INFLUENCE OF TWO-DIMENSIONAL ROUGHNESS  
ON THE SWEEP WING BOUNDARY LAYER STRUCTURE  
IN THE FAVORABLE PRESSURE GRADIENT REGION**

The paper presents the results of an investigation of the processes occurring in the flow around a two-dimensional roughness located at the leading edge of the swept wing. Patterns of the distribution of the boundary layer stationary disturbance behind a two-dimensional roughness in the height range from 0 to 1.04 mm are obtained in the presence of localized cylindrical roughness element. The multiplication of longitudinal structures is observed, which is amplified by the injection of an acoustic field with a frequency of 500 Hz.

*Keywords:* laminar-turbulent transition, swept wing, two-dimensional roughness, cross-flow instability, secondary instability, three-dimensional boundary layer.