

Научная статья

УДК 532.526.3

DOI 10.25205/2541-9447-2022-17-4-45-57

Исследование возникновения и развития продольных вихрей и их вторичной неустойчивости на модели летающего крыла

Валерия Станиславовна Каприлевская

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

Новосибирск, Россия

kaprilevskayavs@itam.nsc.ru

Аннотация

Проведено подробное исследование влияния двумерного элемента шероховатости на течение за трехмерным элементом на модели скользящего крыла. Впервые проведены исследования на наветренной стороне модели летающего крыла в диапазоне скоростей 7,2–20 м/с в области благоприятного градиента давления за элементами шероховатости и изучены механизмы вторичной неустойчивости возмущений, приводящих к турбулентности. Показано, что за трехмерным элементом шероховатости формируется продольная структура, вниз по течению наблюдается изгиб траектории данной структуры и увеличение ее размеров. Структура состоит из 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.

Ключевые слова

ламинарно-турбулентный переход, скользящее крыло, двумерная шероховатость, неустойчивость поперечного течения, вторичная неустойчивость, трехмерный пограничный слой, прямое крыло, отрыв потока, отсос пограничного слоя, трехмерный элемент шероховатости поверхности.

Благодарности

Работа выполнена в рамках государственного задания (№ госрегистрации 121030500149-8) с использованием оборудования ЦКП «Механика» (ИТПМ СО РАН).

Для цитирования

Каприлевская В. С. Исследование возникновения и развития продольных вихрей и их вторичной неустойчивости на модели летающего крыла // Сибирский физический журнал. 2022. Т. 17, № 4. С. 45–57. DOI 10.25205/2541-9447-2022-17-4-45-57

Investigation of the Formation and Further Development of Longitudinal Disturbances and Their Secondary Instability on the Flying Wing Model

Valeria S. Kaprilevskaya

Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
Novosibirsk, Russian Federation
kaprilevskayavs@itam.nsc.ru

Abstract

Detailed investigation of two-dimensional roughness element influence on the flow behind three-dimensional roughness element was carried out. For the first time studies were conducted on the windward side of the flying wing in the range of free-stream 7,2 – 20 m/s in the favourable gradient region behind roughness elements. Secondary instability mechanisms of disturbances leading to turbulence stage were investigated. It was shown that longitudinal structure forming behind three-dimensional roughness element grows downstream and has its trajectory slightly bend. The longitudinal structure consists of two stationary disturbances different in size. This can be explained by presence of cross flow and secondary disturbances leading to the transition. On the straight wing model, influence of the distributed suction on the stationary disturbance development was investigated and quantitatively determined. It was shown that suction is able to relaminarize the flow and eliminate the separation of the boundary layer.

Keywords

laminar-turbulent transition, swept wing, two-dimensional roughness element, cross-flow instability, secondary instability, three-dimensional boundary layer, straight wing, flow separation, suction of boundary layer, three-dimensional roughness element

Funding

The research was carried out within the state assignment of the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (project No. 121030500149-8) using the equipment CKP “Mechanika” (ITAM SB RAS).

For citation

Kaprilevskaya V. S. Investigation of the Formation and Further Development of Longitudinal Disturbances and Their Secondary Instability on the Flying Wing Model. *Siberian Journal of Physics*, 2022, vol. 17, no. 4, pp. 45–57. (in Russ.) DOI 10.25205/2541-9447-2022-17-4-45-57

Введение

В настоящее время стреловидным крылом оснащается большое количество различных летательных аппаратов. Интенсивное развитие малой и сверхмалой беспилотной авиации приводит к конкурентной борьбе за летные характеристики летательных аппаратов. Малые полетные числа Рейнольдса 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, например, 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.

Изучением развития возмущений на скользящем крыле в области благоприятного градиента давления в естественных условиях, а также при возбуждении акустическим полем занимались в работе [1]. Было установлено, 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 [2] 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 [3] 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.

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 [4; 5].

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

Были проведены исследования по управлению возмущениями в пограничном слое скользящего крыла с помощью локализованного и распределенного типов отсоса [7]. 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 [8, 9] 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.

Настоящие исследования показывают, что существуют режимы течения, при которых неоднородности поверхности вблизи передней кромки способны привести к раннему возникновению ламинарно-турбулентного перехода. В работе также продемонстрирован один из способов управления развитием возмущений пограничного слоя – распределенный отсос через мелкоперфорированную поверхность, с помощью которого удалось уменьшить интенсивность возмущений за элементом шероховатости.

Экспериментальные исследования и результаты

На первом этапе эксперимента проводились исследования влияния двумерного элемента шероховатости на стационарную структуру, формирующуюся за трехмерным элементом, и на течение в целом с помощью термоанемометрии.

Исследования проводились в аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН. 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.

Модель скользящего крыла была выполнена 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, расположенными на модели крыла (рис. 1). Модель была установлена под углом атаки $\alpha = -11,1 \pm 0,2^\circ$ для формирования благоприятного градиента давления над верхней плоскостью крыла.

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 $68,7^\circ$ от линии симметрии профиля крыла (рис. 1). На плоской части крыла была установлена двумерная шероховатость шириной 15 мм и длиной 270 мм. Данная шероховатость была многослойной, и ее толщина варьировалась от 0 до 1,04 мм с шагом 0,13 мм.

Предварительные термоанемометрические измерения показали наличие благоприятного градиента давления на исследуемой поверхности крыла, что удовлетворяет изначальным поставленным условиям.

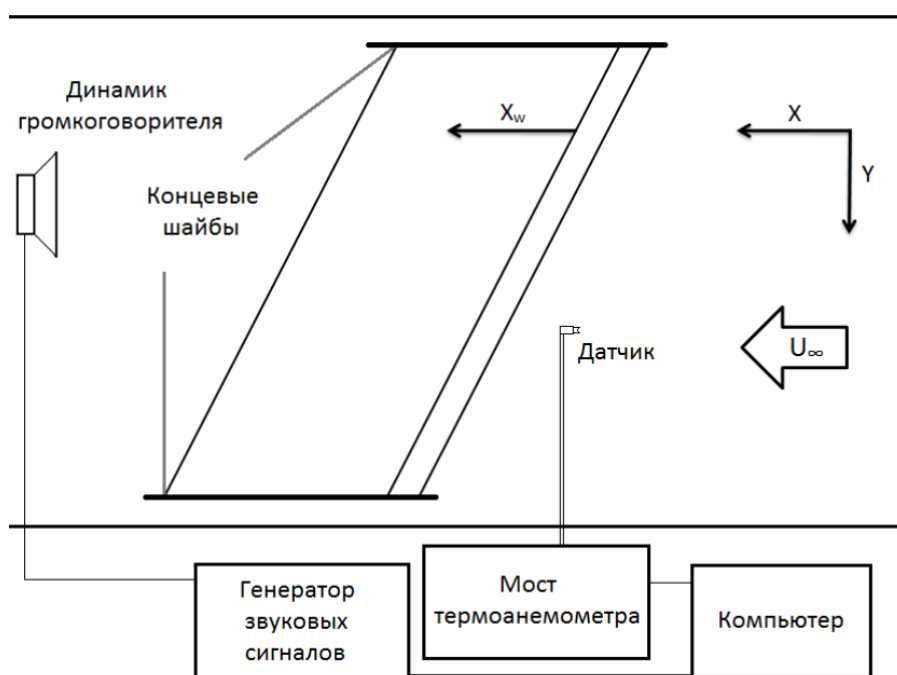


Рис. 1. Схема эксперимента

Fig. 1. Experimental setup

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. 2, $h_{2D} = 0$ 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. 2). 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.

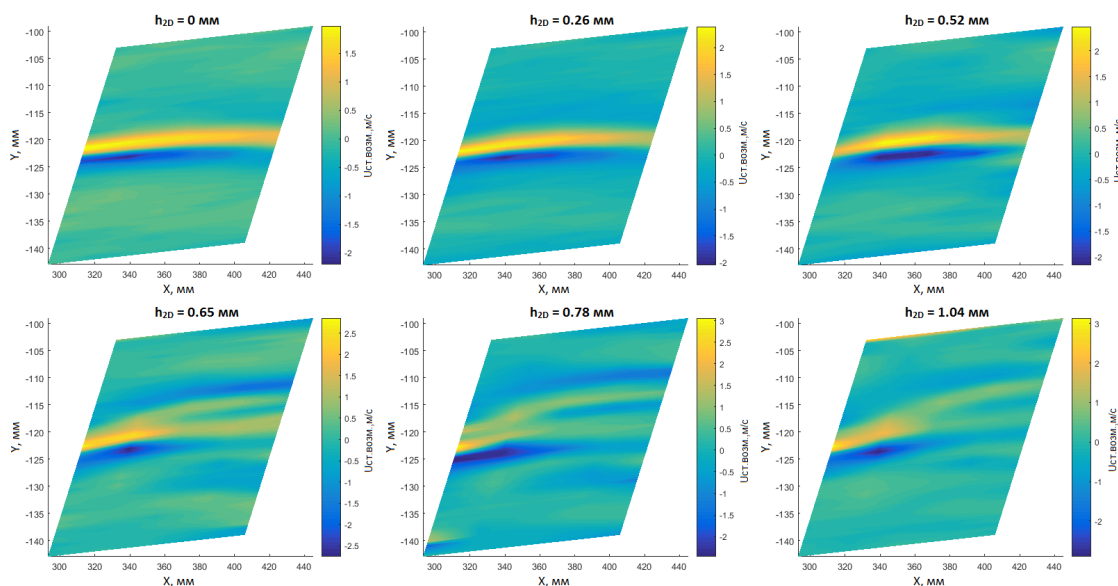


Рис. 2. Влияние высоты двумерного элемента шероховатости на распределение скорости стационарного возмущения

Fig. 2. Influence of the two-dimensional roughness element height on the velocity distribution of the stationary disturbance

Дополнительную информацию после обработки приносит представление данных в виде изолиний равной амплитуды, расположенных с логарифмическим шагом (рис. 3). В представлении цвет изолинии зависит от величины скорости. В качестве нулевого значения выбран зеленый цвет. Области превышения скорости показаны изолиниями в диапазоне цветов от зеленого к красному. Области дефекта скорости соответствует диапазон цветов от зеленого к синему. Видно, что 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.

Проводились исследования при наложении акустического поля при высоте двумерного элемента шероховатости $h_{2D} = 0,65$ мм (рис. 4). Видно, что частота звука $f = 500$ Гц приводит к сильному перестроению течения и возникновению новых продольных структур. Используя логарифмическое представление данных (рис. 4, 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 акустическое воздействие с частотой 1500 Гц не привело к заметному перестроению течения (рис. 4).

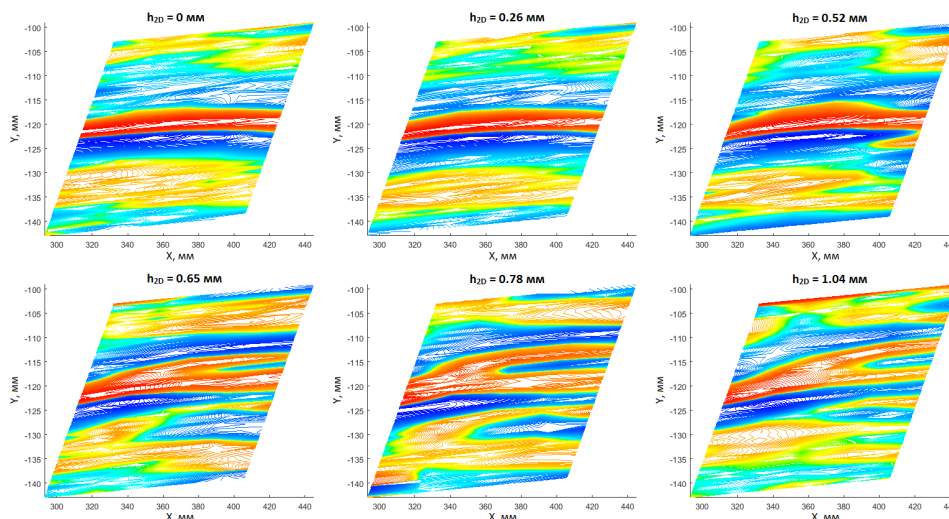


Рис. 3. Влияние высоты двумерного элемента шероховатости на стационарные возмущения за ним
 Fig. 3. Influence of the two-dimensional roughness element on stationary disturbances forming behind it

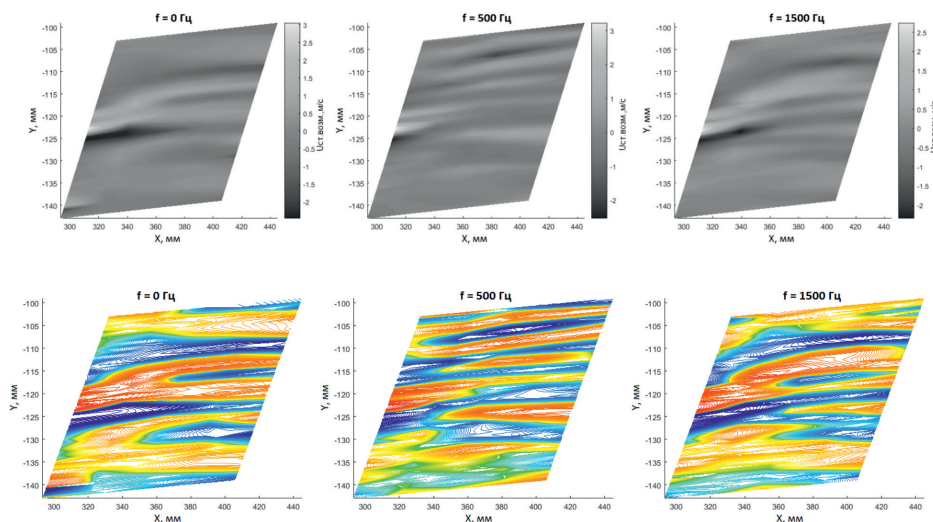


Рис. 4. Влияние акустического поля на распределение стационарного возмущения скорости за двумерным элементом шероховатости $h_{2D} = 0,65$ мм
 Fig. 4. Influence of the acoustic field application on the distribution of the stationary disturbance velocity behind two-dimensional roughness element $h_{2D} = 0,65$ mm

В результате данного исследования удалось установить, что 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.

Следующей частью исследования является переход к турбулентности на модели трапециевидного летящего крыла. Выбор данной модели обусловлен возможностью проводить эксперименты при натуральных числах Рейнольдса и реальных скоростях потока, при которых и лета-

ют реально существующие летательные аппараты. При проведении экспериментов на модели трапециевидного 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.

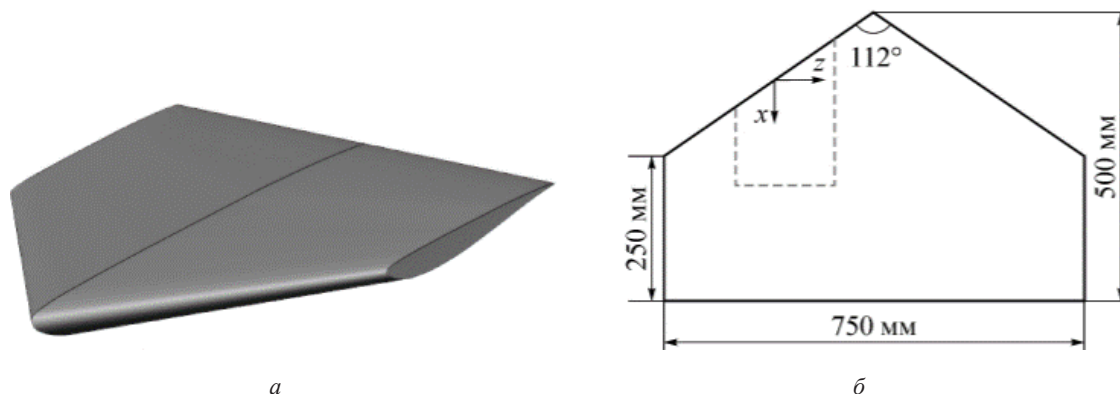


Рис. 5. Модель (а) и размеры трапециевидного летающего крыла (б)
Штриховая линия – область измерений
Fig. 5. Model (a) and dimensions of the trapezoidal flying wing (б)
Dashed line–area of the investigation

Серия экспериментов проводилась в рабочей части аэродинамической трубы Т-324 Института теоретической и прикладной механики СО РАН. Скорость набегающего потока варьировалась в диапазоне от 7,2 до 20 м/с. Использовалась модель стреловидного крыла с гладкой поверхностью, изготовленная из дерева и покрытая лаком. Форма модели и ее размеры представлены на рис. 5, а. 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, а также подавить волны Толлмина – Шлихтинга.

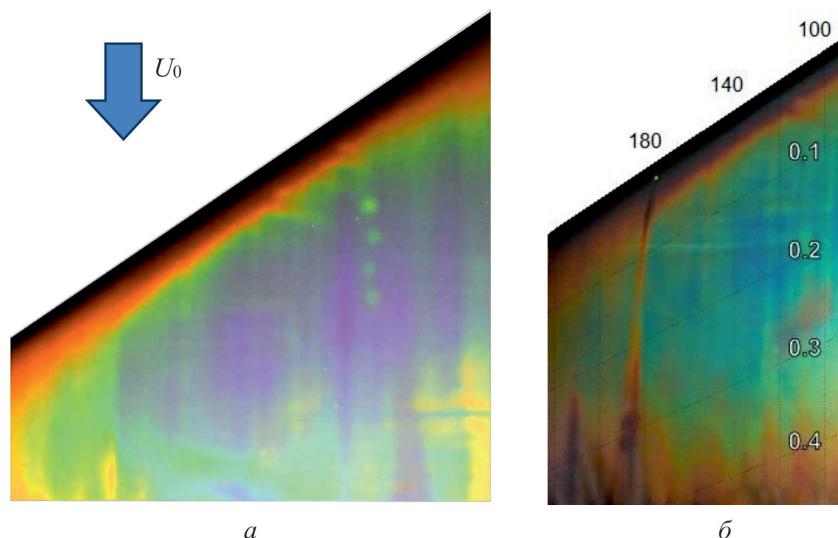


Рис. 6. Визуализация пристенного течения на гладкой поверхности крыла (а) и за элементом шероховатости (б)
Fig. 6. Visualization of the wall-adjacent flow on the smooth surface of the wing (а) and behind roughness element (б)

С помощью методики жидкокристаллической термографии были получены картины визуализации течения в отсутствии (рис. 6, а) и при наличии (рис. 6, б) трехмерного элемента

шероховатости. Видно, что даже в отсутствие элементов шероховатости на передней кромке крыла происходит формирование продольных структур. При установке трехмерного элемента шероховатости высотой $h_{2D} = 0,98$ мм на расстоянии 6 мм от передней кромки (область максимальной восприимчивости для данной конфигурации) происходит формирование стационарной продольной структуры, которая вниз по течению увеличивается в размерах, а также слегка отклоняется от нормали.

С помощью термоанемометрии при скорости набегающего потока $U_0 = 10$ м/с было получено распределение пульсаций скорости в виде изолиний в плоскости yz в зависимости от координаты x (рис. 7). Видно, что за трехмерным элементом шероховатости формируются два стационарных возмущения внутри продольной структуры (рис. 7, а). Эти вихри вращаются в направлении друг к другу. Различие их геометрических размеров между собой обусловлено наличием и, соответственно, влиянием поперечного течения, существующего 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. 7, б, в, г). Это приводит к увеличению самой продольной структуры, что также наблюдалось во время проведения визуализации методом жидкокристаллической термографии.

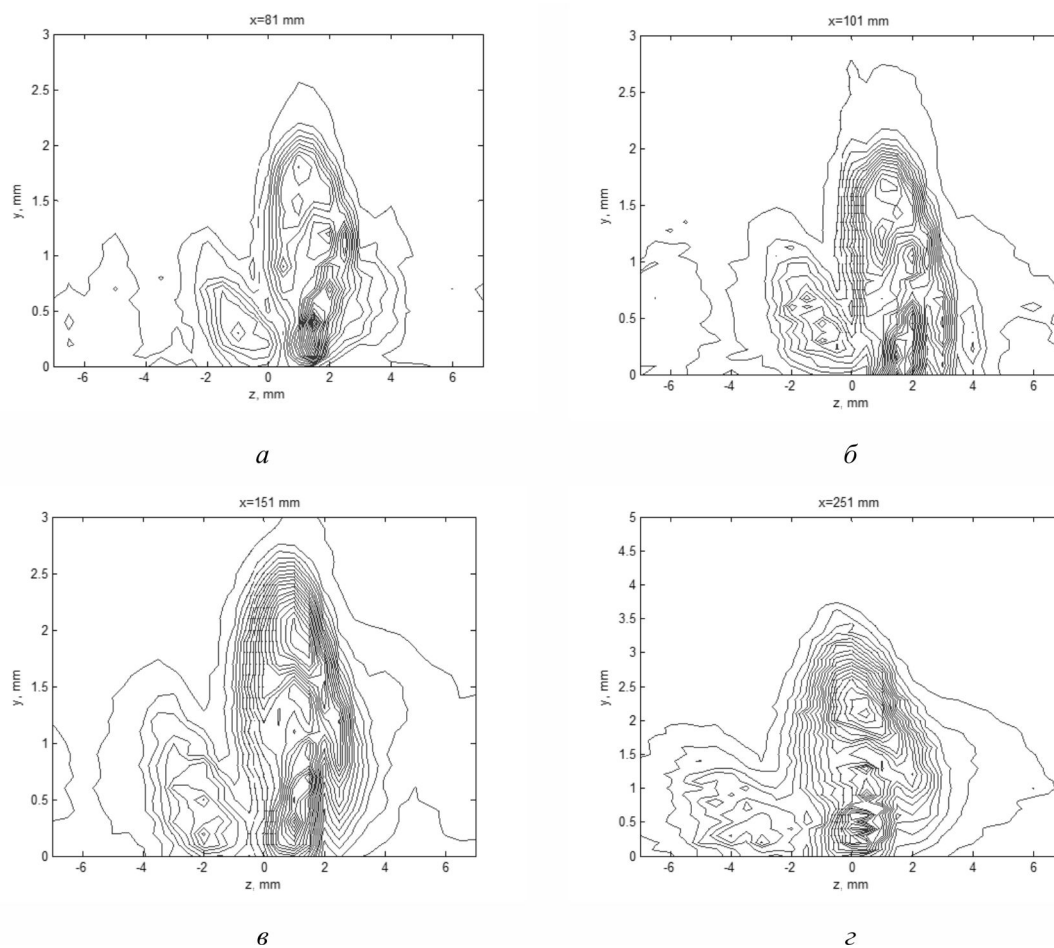


Рис. 7. Изолинии пульсаций скорости в плоскости yz за элементом шероховатости при $x = 81$ (а), 101 (б), 151 (в) и 251 (г) мм

Fig. 7. Isolines of the velocity pulsations in the yz plane behind roughness element for $x = 81$ (a), 101 (б), 151 (в) и 251 (г) mm

Был проведен спектральный анализ (рис. 8) в точках, соответствующих максимуму по амплитуде пульсаций по координате z , и в максимуме по координате y при $x = 81, 101, 151, 251$ мм. Эти точки 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. 8, а, б). При $x = 81$ мм отчетливо наблюдаются два пика в области 1,7 и 2,4 кГц. При смещении вниз по течению видно нарастание амплитуды и при $x = 151$ 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.

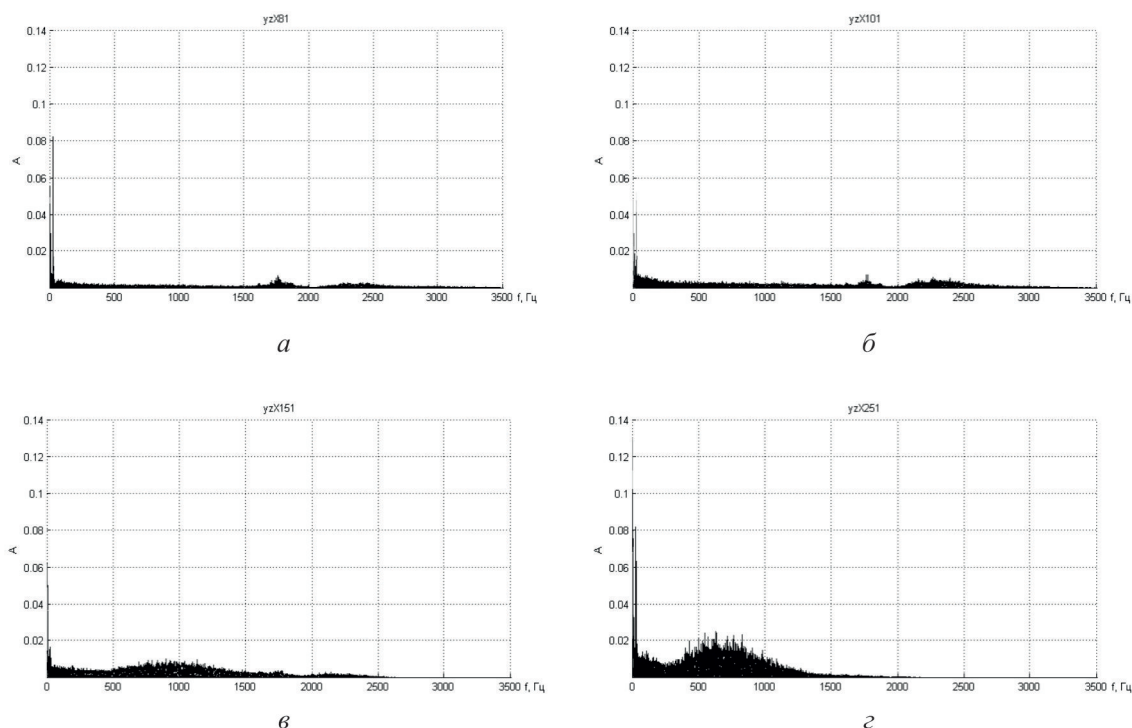


Рис. 8. Спектр в точке максимума пульсаций по z и по y за элементом шероховатости при $x = 81$ (а), 101 (б), 151 (в), 251 (г) мм

Fig. 8. Spectra for point of maximum pulsations z -direction and y -direction behind roughness element for $x = 81$ (а), 101 (б), 151 (в), 251 (г) mm

В результате данного исследования 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 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.

В заключительной части экспериментальных исследований акцент смещается на изучение возможности управления течением с помощью отсоса пограничного слоя. Моделируется ситуация, когда на наветренной стороне, по центру летательного аппарата находится видеокамера.

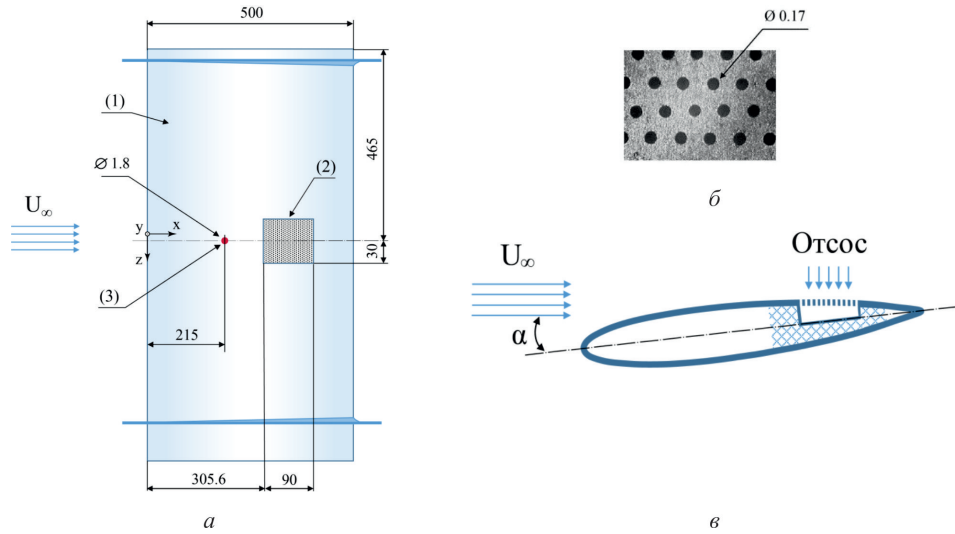


Рис. 9. Модель прямого крыла (а), увеличенный участок мелкоперфорированной вставки (б) и схема отсоса пограничного слоя (в)

1 – крыло, 2 – мелкоперфорированная вставка, 3 – трехмерный элемент шероховатости
 Fig. 9. Model of the straight wing (a), magnified part of the small-sized perforated section (b) and boundary layer suction setup (c)

1–straightwing, 2–small-sized perforated section, 3–three-dimensional roughness element

Использованная в эксперименте модель крыла представляла собой прямоугольное крыло, с симметричным профилем NASA 0012. Хорда $c = 501$ мм, размах $L = 950$ мм, максимальная толщина $t = 60$ мм. Схема модели крыла представлена на рис. 9, а. Крыло располагалось в рабочей части под отрицательным углом атаки $\alpha = -6,5^\circ$ и под нулевым углом скольжения. 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.

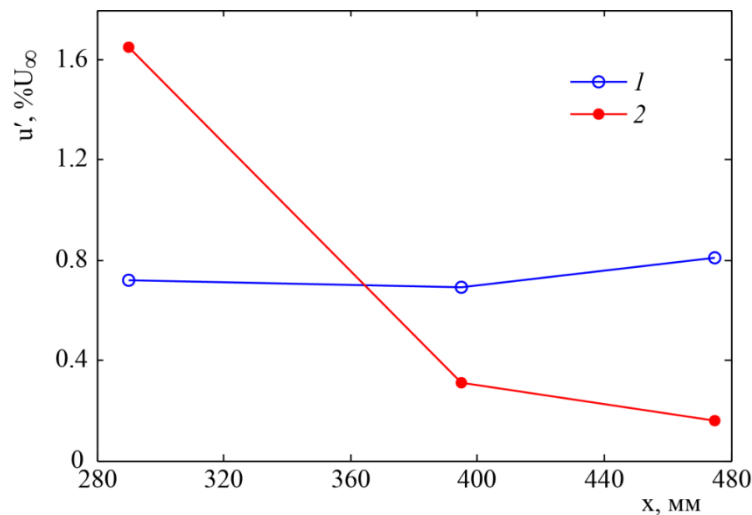


Рис. 10. Распределение пульсаций скорости естественных возмущений за элементом шероховатости вдоль хорды крыла в широком диапазоне частот ($0 < f < 2$ кГц)

1 – без отсоса, 2 – с отсосом

Fig. 10. Distribution of velocity pulsations of natural disturbances behind roughness element along the wing's chord for wide frequency range ($0 < f < 2$ kHz)

1–suction is turned off, 2–suction is turned on

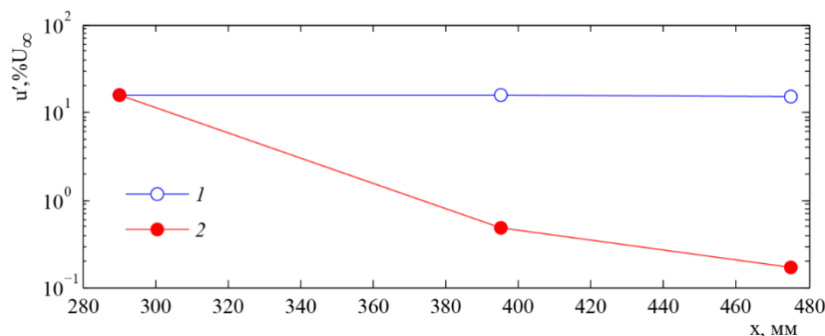


Рис. 11. Распределение пульсаций скорости для возмущений с наложенным акустическим полем в следе за шероховатостью вдоль хорды крыла в широком диапазоне частот ($0 < f < 2$ кГц)

1 – без отсоса, 2 – с отсосом

Fig. 11. Distribution of velocity pulsations for disturbances with acoustic field applied behind roughness element along the wing's chord for wide frequency range ($0 < f < 2$ kHz)

1–suction is turned off, 2–suction is turned on

Исследования проводились как с естественными, так и искусственными возмущениями, генерируемыми с помощью акустики на частоте 120 Гц с интенсивностью звука 90 дБ.

Как в случае естественных, так и при наложении искусственных возмущений, удалось снизить интенсивность интегральных пульсаций скорости в следе за шероховатостью для «естественных возмущений» малых амплитуд в 5 раз (рис. 10) и в 90 раз для усиленных звуковым воздействием возмущений (рис. 11).

Кроме того, было установлено, что распределенный отсос в области неблагоприятного градиента давления воздействует на среднее течение, устраняя отрыв потока у задней кромки крыла. Воздействие распределенного по поверхности отсоса на течение внутри пограничного слоя за элементом шероховатости приводит к полному устранению неоднородности течения – стационарной продольной структуры.

Заключение

Адаптирована методика жидкокристаллической термографии для исследования процесса ламинарно-турбулентного перехода на скользящем крыле и модели трапециевидного летающего крыла (при натурных скоростях полета и числах Рейнольдса). Отработана методика обнаружения области максимальной восприимчивости продольных структур к шероховатости на передней кромке скользящего крыла и модели трапециевидного летающего крыла (при натурных скоростях полета и числах Рейнольдса). Показано, что двумерная ступенька приводит к появлению периодических продольных структур на модели скользящего крыла. 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 имеют 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.

Показано, что распределенный отсос 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. Воздействие распределенного по поверхности отсоса на течение внутри пограничного слоя за элементом шероховатости приводит к полному устранению стационарной продольной структуры. При этом ниже области отсоса пограничный слой становится ламинарным и однородным (двумерным) по размаху крыла, происходит реламинаризация начального турбулентного течения.

Список литературы

1. **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.
2. **White E. B., Saric W. S.** Secondary instability of crossflow vortices // *J. Fluid Mech.* 2005. V. 525, p. 275–308.
3. **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.
4. **Schubauer G. B., Skramstad H. K.** Laminar boundary layer oscillations and transition on a flat plate // *NACA TN 909*. 1948.
5. **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
6. **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.
7. **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.
8. **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.
9. **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.

References

1. **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, pp. 868–877.
2. **White E. B., Saric W. S.** Secondary instability of crossflow vortices. *J. Fluid Mech.*, 2005, vol. 525, pp. 275–308.
3. **Tolkachev S. N., Gorev V. N., Kozlov V. V.** Investigation of formation and development of stationary and secondary disturbances in the favourable pressure gradient area on the swept wing. *Vestnik NSU: Physic*, 2013, vol. 8, no. 2, pp. 55–69.
4. **Schubauer G. B., Skramstad H. K.** Laminar boundary layer oscillations and transition on a flat plate. *NACA TN 909*, 1948.

5. **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.
6. **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. Pp. 165–170.
7. **Litvinenko Yu. A., Kozlov V. V., Chernorai V. G., Grek G. R., Lefdale L. L.** Control of the instability of the cross-section of a swept wing by means of suction. *Thermophysics and aerodynamics*, 2003. vol. 10, no. 4, pp. 559–567.
8. **Grek G. R., Katasonov M. M., Kozlov V. V., Kornilov V. I.** Influence of distributed suction on the development of disturbances on the airfoil. Reports of the Russian Academy of Sciences. *Physics, technical sciences*, 2020, vol. 491, no. 1, pp. 75–79.
9. **Kozlov V. V., Grek G. R., Katasonov M. M., Kornilov V. I., Sadovskii I. A.** The impact of distributed suction on the development of intrinsic perturbations of the boundary layer at the nonlinear stage of their development. Reports of the Russian Academy of Sciences. *Physics, technical sciences*, 2020, vol. 493, no. 1, pp. 51–56.

Информация об авторе

Каприлевская Валерия Станиславовна, младший научный сотрудник

Information about the Author

Valeria S. Kaprilevskaya, junior researcher, Khristanovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

*Статья поступила в редакцию 20.10.2022; одобрена после рецензирования 27.10.2022;
принята к публикации 27.10.2022*

*The article was submitted 20.10.2022; approved after reviewing 27.10.2022;
accepted for publication 27.10.2022*