

Исследование течения за элементом шероховатости на поверхности БПЛА при благоприятном градиенте давления

А. М. Павленко¹, В. С. Каприлевская¹, В. В. Козлов^{1,2}, М. М. Катасонов¹

¹ *Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН
Новосибирск, Россия*

² *Новосибирский государственный университет
Новосибирск, Россия*

Аннотация

В аэродинамической трубе малых дозвуковых скоростей было проведено экспериментальное исследование обтекания наветренной стороны трапецевидной модели летающего крыла (БПЛА) с локально-установленным генератором возмущений в области максимальной восприимчивости на её поверхности. Генератор представлял собой трехмерный элемент шероховатости, высота которого была сопоставима с толщиной пограничного слоя. Уникальность работы заключалась в том, что эксперименты были проведены в аэродинамической трубе при реальных полетных числах Рейнольдса на модели БПЛА в масштабе 1 : 1. Были получены результаты визуализации течения вблизи гладкой поверхности и за шероховатостью с помощью метода жидкокристаллической термографии. Детально изучена внутренняя структура и процессы развития продольного возмущения за шероховатостью вниз по течению с помощью метода термоанемометрии.

Ключевые слова

полосчатые структуры, ламинарно-турбулентный переход, неустойчивость поперечного течения, трехмерный пограничный слой, локализованная трехмерная шероховатость, трапецевидное крыло

Источник финансирования

Исследование было поддержано грантом РФФИ в рамках научного проекта № 19-31-90018. Работа частично выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 годы (проект АААА-А17-117030610128-8).

Авторский коллектив выражает благодарность Г. М. Жарковой и В. Н. Коврижиной за предоставленные покрытия для проведения жидкокристаллической термографии..

Для цитирования

Павленко А. М., Каприлевская В. С., Козлов В. В., Катасонов М. М. 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

Investigation of the Flow behind the Roughness Element on the UAV Surface at a Favorable Pressure Gradient

A. M. Pavlenko¹, V. S. Kaprilevskaya¹, V. V. Kozlov^{1,2}, M. M. Katasonov¹

¹ *Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
Novosibirsk, Russian Federation*

² *Novosibirsk State University
Novosibirsk, Russian Federation*

Abstract

In a wind tunnel of low subsonic speeds, an experimental study was conducted of the windward flow of a trapezoidal model of a flying wing (UAV) with a locally installed perturbation generator in the region of maximum susceptibility on its surface. The generator was a three-dimensional roughness element whose height was comparable to the thickness of the boundary layer. The uniqueness of the work was that the experiments were carried out in a wind tunnel at

real flight Reynolds numbers on a UAV model at a scale of 1:1. The results of visualization of the flow near a smooth surface and behind roughness were obtained using the method of liquid crystal thermography. The internal structure and processes of development of the longitudinal perturbation behind the roughness downstream were studied in detail using the thermoanemometry method.

Keywords

streaky structures, laminar-turbulent transition, cross-flow instability, three-dimensional boundary layer, localized three-dimensional roughness, trapezoidal wing

Funding

The reported study was funded by RFBR, project number 19-31-90018. Partially this work was carried out within the framework of the Program of Fundamental Scientific Research of State Academies of Science for 2013-2020 (project AAAA-17-117030610128-8).

Authors thank G. M. Zharkova and V. N. Kovrizhina for the liquid-crystal films granted for this experiment.

For citation

Pavlenko A. M., Kaprilevskaya V. S., Kozlov V. V., Katasonov M. M. Investigation of the Flow behind the Roughness Element on the UAV Surface at a Favorable Pressure Gradient. *Siberian Journal of Physics*, 2020, vol. 15, no. 2, p. 61–72. (in Russ.) DOI 10.25205/2541-9447-2020-15-2-61-72

Введение

В настоящее время малоразмерные беспилотные летательные аппараты (БПЛА, дроны) востребованы и широко используются не только в военных целях, но и для решения широкого спектра гражданских задач, таких как аэрофотосъемка, мониторинг, доставка, оповещение и поиск людей при чрезвычайных ситуациях и т. д. Это привело к стремительному развитию беспилотной авиации и к конкурентной борьбе по улучшению летных характеристик такого класса БПЛА для выполнения более сложных задач. К числу основных показателей относятся автономность, расход топлива, дальность полета, полезная нагрузка, минимальная эффективная площадь рассеяния, устойчивость и управляемость при экстремальных режимах полета. Концепция стреловидного летающего крыла вполне удовлетворяет таким требованиям. В данном случае летающим крылом называется летательный аппарат, у которого роль фюзеляжа играют крылья. Как правило, форма таких самолетов близка к трапеции со стреловидной передней кромкой. Размах крыльев таких летательных аппаратов составляет несколько десятков сантиметров, поэтому их можно условно отнести к категории малоразмерных БПЛА. Управление БПЛА может осуществляться оператором дистанционно, автономно при помощи «искусственного интеллекта» или по строго заданной в программе траектории полета.

Процесс модернизации и совершенствования обтекания БПЛА определяется на основании полученных новых знаний о физических явлениях, происходящих в результате взаимодействия окружающей среды (воздух) и самолета. Хорошо известно, что физические процессы, протекающие вблизи поверхности крыла, зависят от целого ряда параметров, таких как углы атаки и скольжения, скорость и степень турбулентности набегающего потока, форма обтекаемого профиля, наличие шероховатостей или зон отрыва на поверхности модели и т. д. Безусловно, эти параметры должны быть учтены в процессе исследований, так как во время реального полета БПЛА может попадать в разные режимы обтекания.

Одним из способов улучшения характеристик летательного аппарата за счет снижения сопротивления является ламинаризация течения над обтекаемой поверхностью. Решению этой задачи способствуют малые полетные числа Рейнольдса такого класса БПЛА. С другой стороны, стреловидность крыла придает устойчивость в полете. В результате этого точка воздействия аэродинамических сил смещается ниже по течению. На таком крыле происходит формирование трехмерной структуры пограничного слоя, схожей со структурой в случае со скользящим крылом. При обтекании стреловидного крыла проявляются множества механизмов неустойчивости пограничного слоя: в области положительного градиента давления – неустойчивость Толлмина – Шлихтинга; на разгонном участке крыла в области отрицательного градиента давления – неустойчивость поперечного течения; на передней кромке крыла – не-

устойчивость на линии растекания; при наличии вогнутых участков крыла – неустойчивость Гертлера. С помощью профилировки крыла можно достаточно эффективно подавить часть из перечисленных выше типов неустойчивостей. В свою очередь, неустойчивость поперечного течения непосредственно связана с углом стреловидности крыла летательного аппарата. Именно эта неустойчивость представляет отдельный интерес для изучения.

Из предыдущих исследований известно, что в зависимости от степени турбулентности входящего потока неустойчивость поперечного течения проявляет себя по-разному [1]. Так, развитие стационарных возмущений, возбуждаемых шероховатостями поверхности, приводит к ламинарно-турбулентному переходу при условии степени турбулентности набегающего потока менее 0,1 %. Набегающие вихри при повышенной степени турбулентности приводят к развитию бегущих возмущений неустойчивости поперечного течения, которые в итоге и играют основную роль. В результате этого структура пограничного слоя модифицируется, что приводит к образованию точек перегиба в нормальном и трансверсальном к стенке крыла направлениях. Необходимо отметить, что к переходу в данном случае приводят именно вторичные возмущения, которые появляются вследствие образования точек перегиба, описанных выше. В работах [2; 3] описана структура вторичных возмущений и представлены их характеристики. Привлекательным для изучения является полетный режим, степень турбулентности которого составляет примерно 0,05 % [4].

Представленная работа является продолжением комплекса экспериментальных работ, посвященных изучению продольных вихрей, генерируемых шероховатостью поверхности, и их вторичной неустойчивости в области благоприятного градиента давления на модели с углом скольжения и стреловидном крыле [5–12]. Целью данной работы было изучение продольного возмущения за элементом шероховатости в области благоприятного градиента давления на модели БПЛА. Особенностью работы являлось то, что у авторов работы была уникальная возможность проводить исследования на модели малоразмерного летательного аппарата в масштабе 1 : 1 относительно реальных размеров действующих образцов БПЛА. Трапециевидное крыло целиком помещалось в рабочую часть аэродинамической трубы. Такие аппараты летают в диапазоне малых дозвуковых скоростей. Этот диапазон скоростей доступен для проведения экспериментов в рабочей части трубы. Суммируя сказанное, можно утверждать, что эксперименты были проведены 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.

Методика экспериментов

Все экспериментальные исследования были проведены в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ имени С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск). Эта 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.

В экспериментах использовалась модель БПЛА трапециевидной формы крыла с гладкой поверхностью, изготовленная из дерева (рис. 1). Форма модели и ее размеры представлены на рис. 2, а.

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

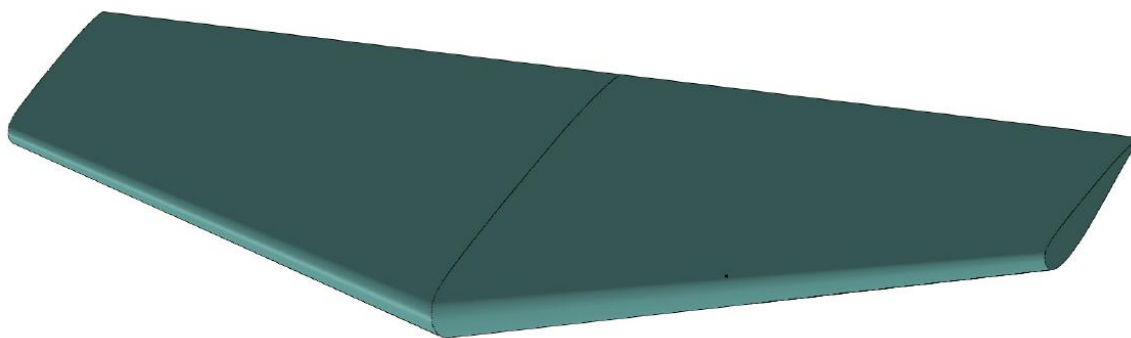


Рис. 1. Трапециевидная модель БПЛА
Fig. 1. Trapezoidal model of UAV

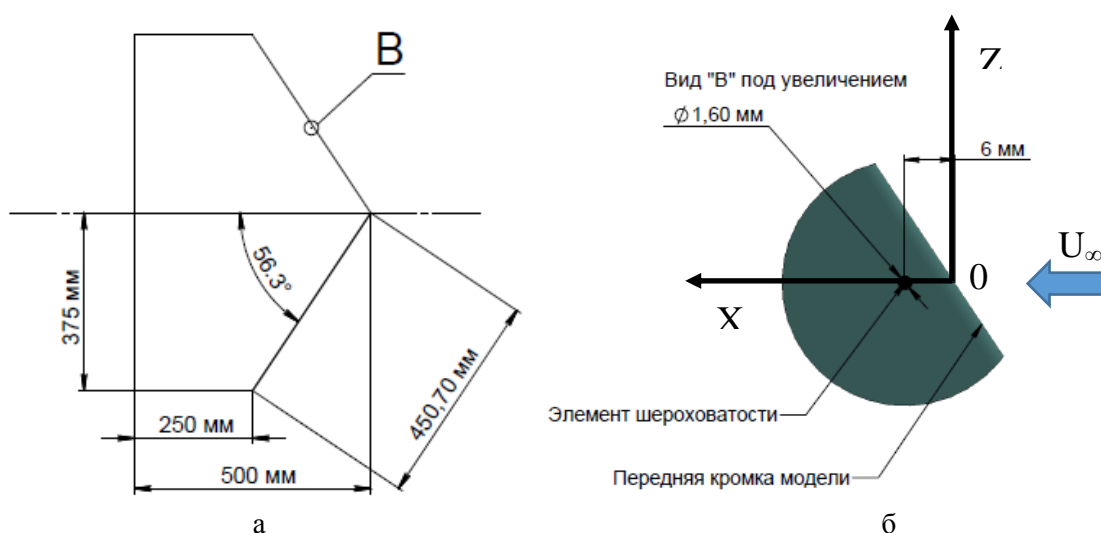


Рис. 2. Размеры модели БПЛА (а) и расположение трехмерного элемента шероховатости относительно передней кромки (б)

Fig. 2. Dimensions of the UAV model (a) and location of the three-dimensional roughness element comparatively to the leading edge of the model (b)

Скорость набегающего потока составляла $U_\infty = 10$ м/с и не изменялась в течение всего эксперимента. Контроль скорости осуществлялся с помощью насадка Пито – Прандтля, соединенного посредством пневмотрассы с дифференциальным датчиком давления с точностью 1%. Выбор данного значения скорости набегающего потока был обусловлен тем, что представленная работа является частью комплекса экспериментальных исследований по изучению обтекания модели БПЛА при полетных числах Рейнольдса.

Для настоящего эксперимента была выбрана прямоугольная система координат (рис. 2, б). 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 $1/4$ от размаха крыла.

Для возбуждения стационарных возмущений на переднюю кромку устанавливался цилиндрический элемент шероховатости (см. рис. 2, б). В работе [12] было показано, что размещение элемента шероховатости высотой 0.98 мм и диаметром 1.6 мм в области $X = 6$ мм от пе-

редней 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.

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 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 дифференциальным датчиком давления Omega PX2650-10D5V. Точность измерения давления составляет $\pm 1\%$.

Позиционирование датчика термоанемометра в пространстве осуществлялось с помощью трехосевого координатного устройства. Точность позиционирования по оси Y составляла ± 5 мкм, а по осям X и Z ± 20 мкм.

Результаты исследований

Первым шагом при проведении эксперимента было необходимо убедиться в формировании благоприятного градиента давления на исследуемой гладкой поверхности летящего 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. 3). При скорости набегающего потока $U_\infty = 10$ 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.

На следующем шаге были измерены профили средней скорости $U(y)$ для различных X вниз по течению при $Z = 0$ мм и $U_\infty = 10$ м/с (рис. 4). Видно, что, несмотря на рост толщины пограничного слоя вниз по течению, поток остается присоединенным.

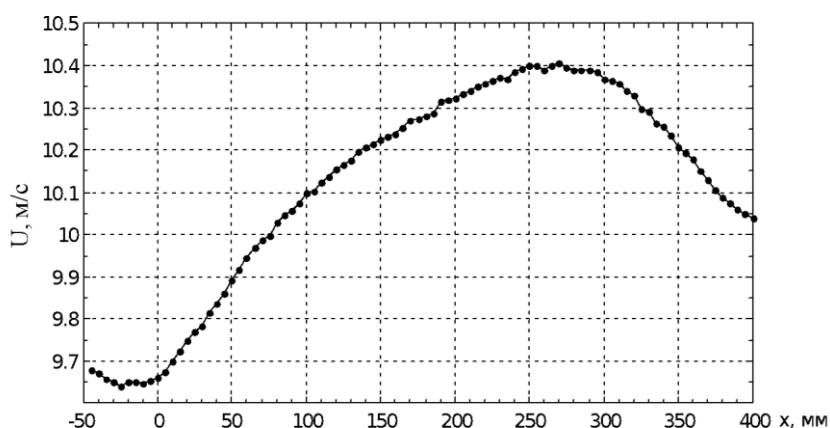


Рис. 3. Распределения средней скорости вне пограничного слоя над поверхностью модели при $z = 0$ мм

Fig. 3. Distribution of the mean velocity beyond boundary layer above the surface of the model at $z = 0$ mm

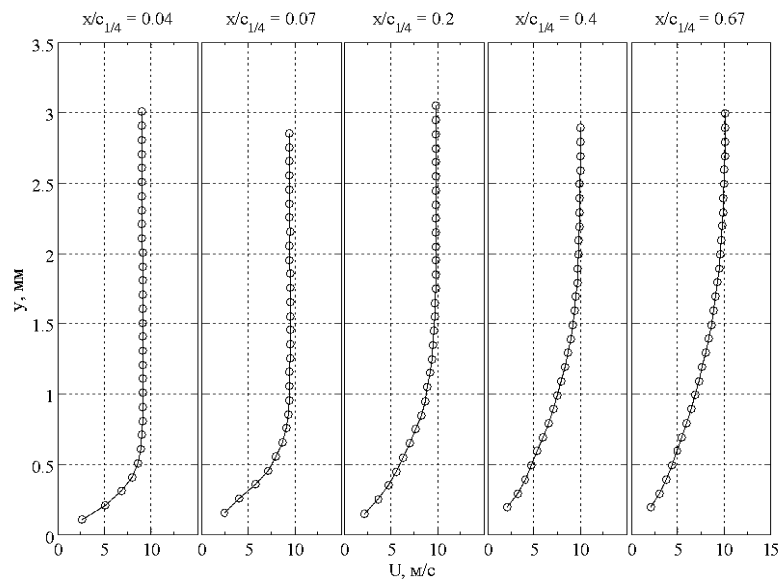


Рис. 4. Профили средней скорости в зависимости от координаты X.
 Скорость набегающего потока $U_\infty = 10$ м/с
 Fig. 4. Average velocity profiles depending on the X
 coordinate. Freestream velocity $U_\infty = 10$ m/s

На рис. 5 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).

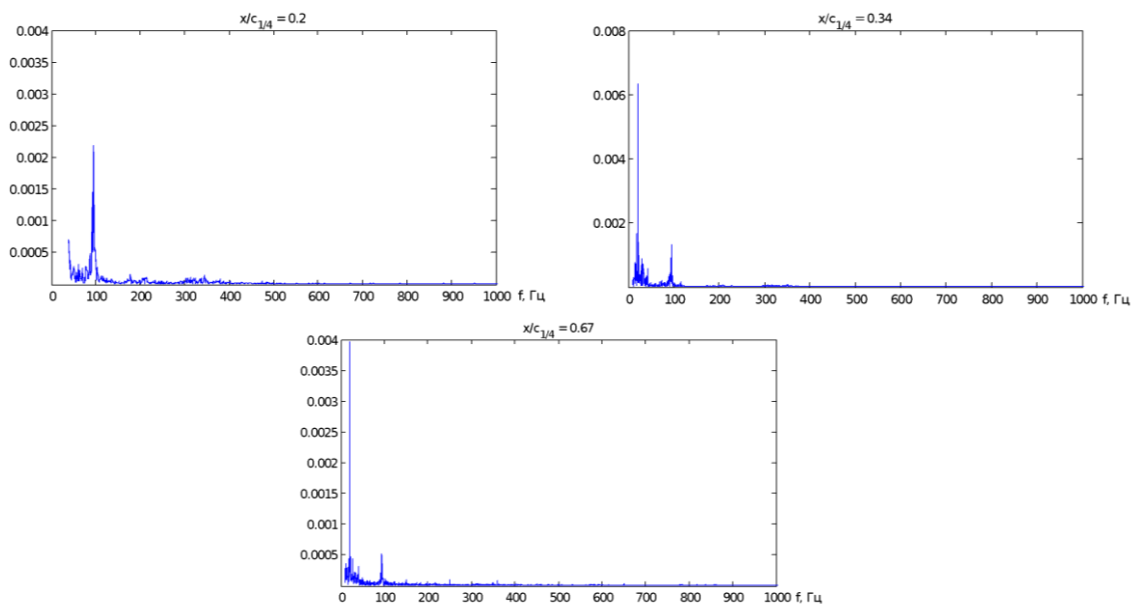


Рис. 5. Спектральный анализ вдоль линии максимума возмущений
 при $x = 81$ мм ($x/c_{1/4} = 0.2$), 131 мм ($x/c_{1/4} = 0.34$), 251 мм ($x/c_{1/4} = 0.67$)
 Fig. 5. Spectrum analysis along the line of maximum disturbances
 at $x = 81$ мм ($x/c_{1/4} = 0.2$), 131 мм ($x/c_{1/4} = 0.34$), 251 мм ($x/c_{1/4} = 0.67$)

Следующий этап исследований был посвящен изучению структуры течения за элементом шероховатости. Проведена визуализация обтекания модели с помощью метода жидкокристаллической термографии. Особенности метода и характеристики покрытий описаны в работах [13; 14]. Визуализация обтекания гладкой поверхности стреловидного крыла показала наличие продольных структур, которые формируются вблизи передней кромки (рис. 6, а). Необходимо отметить, что в работе [14] при больших значениях отрицательного угла атаки наблюдались аналогичные продольные структуры. На рис. 6, б представлены результаты визуализации течения за элементом шероховатости. Наличие поперечного течения на стреловидном крыле приводит к отклонению продольной структуры относительно линии центрального сечения, в результате чего траектория ее движения имеет изогнутую форму. Размеры продольной структуры в трансверсальном направлении увеличиваются ниже по течению.

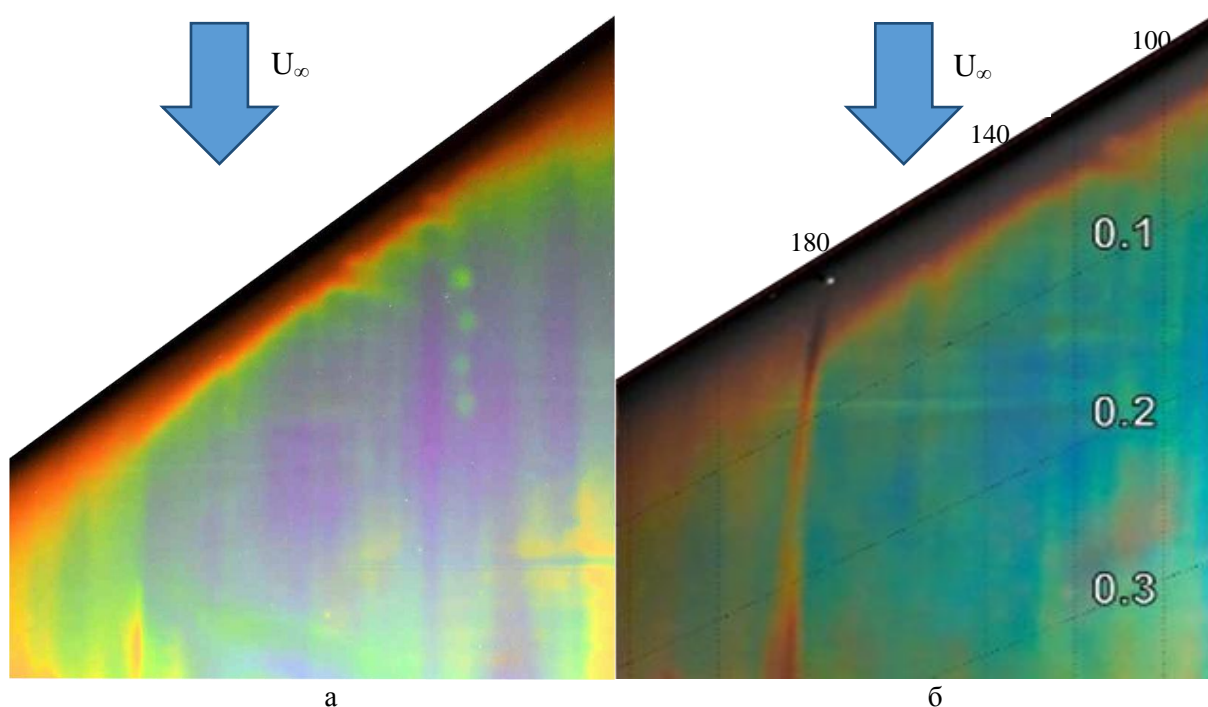


Рис. 6. Визуализация пристенного течения на гладкой поверхности БПЛА (а) и за элементом шероховатости (б)

Fig. 6. Visualization of near-wall flow on a smooth surface of a UAV (a) and behind a roughness element (б)

С помощью метода термоанемометрии и координатного устройства, позволяющего перемещать датчик в пространстве XYZ 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 YZ для различных значений по координате X. На рис. 7, а 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 сторону. Распределение пульсаций говорит о наличии двух основных максимумов и нескольких пиков меньшей амплитуды внутри продольной структуры (рис. 7, б).

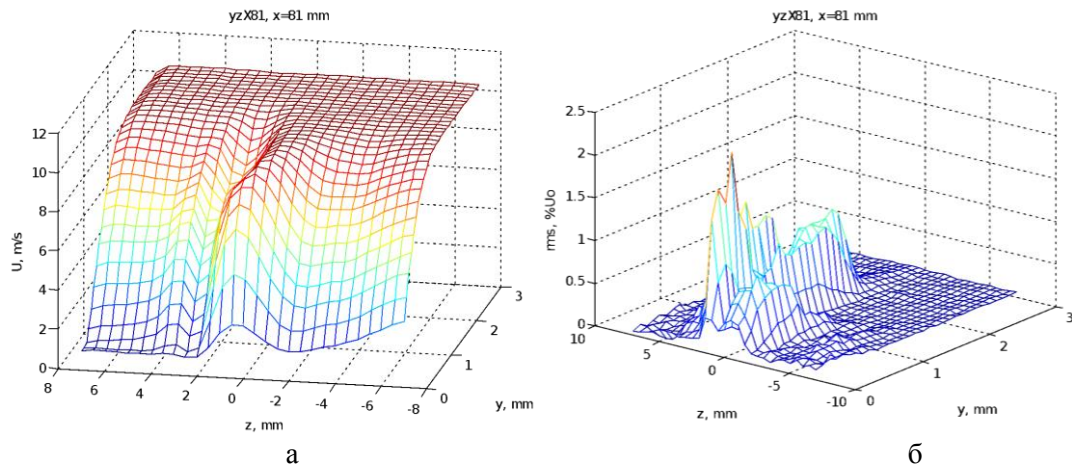


Рис. 7. Распределение средней скорости (а) и пульсаций (б) за элементом шероховатости при $x = 81$ мм
 Fig. 7. Distribution of mean velocity (a) and pulsation (b) behind roughness element at $x = 81$ mm

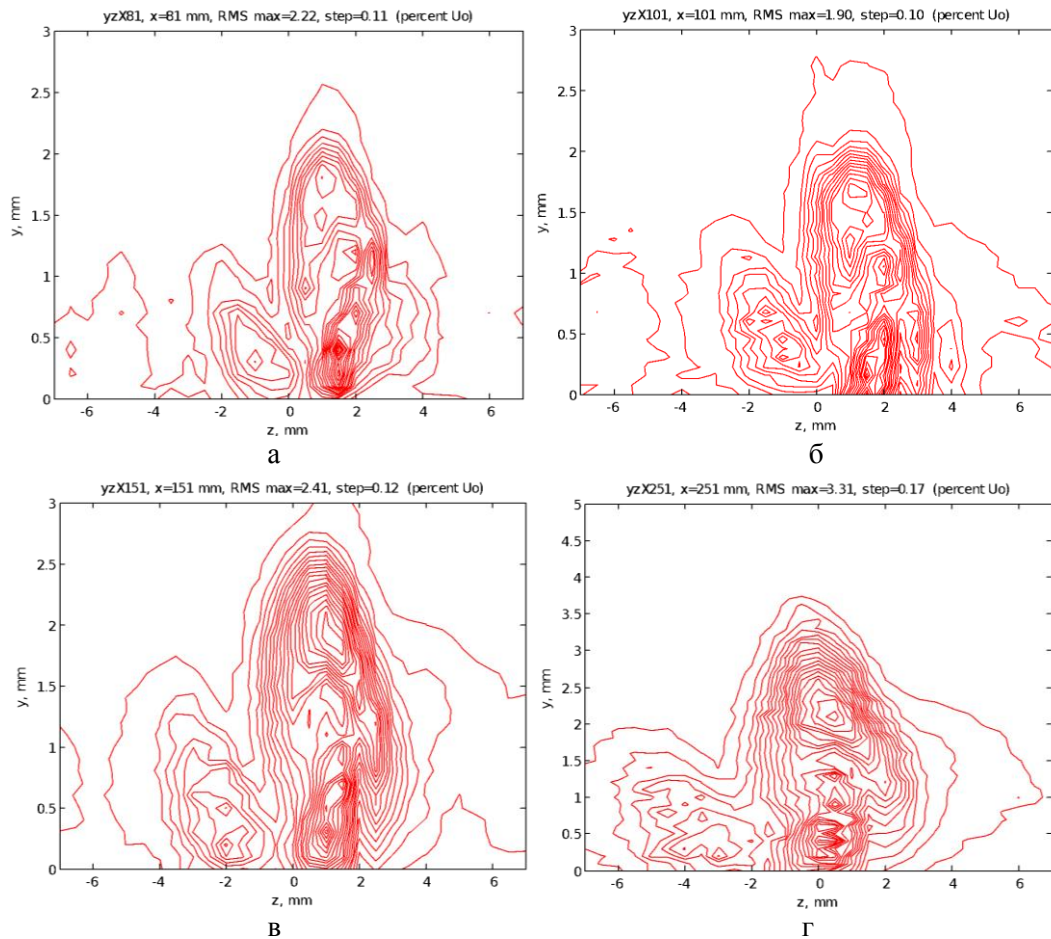


Рис. 8. Изолинии пульсаций скорости в плоскости YZ за элементом шероховатости при $x = 81$ мм (а), $x = 101$ мм (б), $x = 151$ мм (в), $x = 251$ мм (г)
 Fig. 8. Isolines of the velocity pulsation in YZ plane behind roughness element at $x = 81$ мм (а), $x = 101$ мм (б), $x = 151$ мм (в), $x = 251$ мм (г)

Хорошо известно, что при обтекании цилиндра конечных размеров, установленного на пластине, формируется достаточно сложное течение за ним [15; 16]. 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 изо-контуров в плоскости YZ в зависимости от координаты X (рис. 8). Видно, что за трехмерным элементом шероховатости формируются два стационарных возмущения внутри продольной структуры (рис. 8, *a*). Эти вихри вращаются в направлении друг к 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. 8, *b-z*). Это приводит к увеличению самой продольной структуры, что также наблюдалось во время проведения визуализации методом жидкокристаллической термографии.

Был проведен спектральный анализ 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 как раз приходились на возмущение внутри продольной структуры, которое усиливалось поперечным течением (см. рис. 8, *a*). Спектральный анализ пульсаций скорости течения за элементом шероховатости показал наличие волновых пакетов в области высоких частот (рис. 9, *a* и *b*). 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.

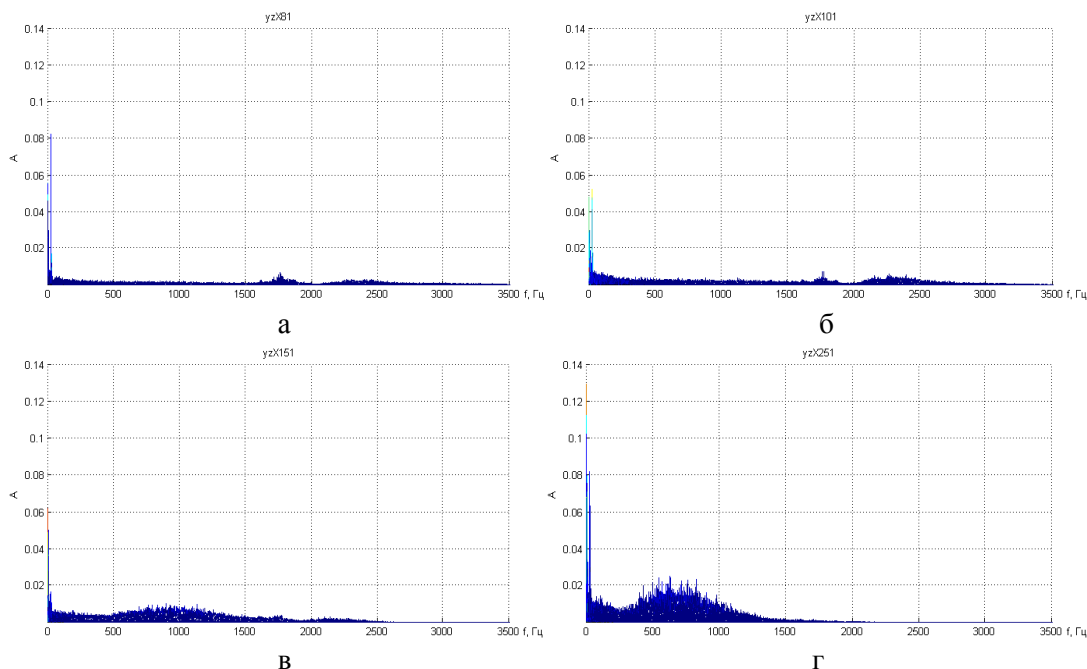


Рис. 9. Спектр в точке максимума пульсаций по Z и по Y за элементом шероховатости при $x = 81$ мм (*a*), $x = 101$ мм (*b*), $x = 151$ мм (*v*), $x = 251$ мм (*g*)

Fig. 9. Spectrum at the point of maximum pulsations along Z and along Y behind the roughness element at $x = 81$ mm (*a*), $x = 101$ mm (*b*), $x = 151$ mm (*v*), $x = 251$ mm (*g*)

Обсуждение и выводы

Было проведено исследование течения вниз по потоку за трехмерным элементом шероховатости, установленным вблизи передней кромки в области максимальной восприимчивости на модели стреловидного летающего крыла. Особенностью работы было то, что исследования проводились 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.

Список литературы

1. **Bippes H.** Basic experiments on transition in three-dimensional boundary layers dominated by crossflow instability. *Progress in Aerospace Sci.*, 1999, vol. 35, no. 4, p. 363–412.
2. **Козлов В. В., Грек Г. Р., Литвиненко Ю. А., Толкачев С. Н., Чернорай В. Г.** Экспериментальные исследования локализованных возмущений и их вторичной высокочастотной неустойчивости в пограничном слое плоской пластины, прямого и скользящего крыла (обзор) // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2014. Т. 9, № 4. С. 39–64.
3. **Chernoray V. G., Kozlov V. V., Löfdahl L., Chun H. H.** Visualization of sinusoidal and varicose instabilities of streaks in a boundary layer. *J. Visualization*, 2006, vol. 9, no. 4, p. 437–444.
4. **Carpenter A. L., Saric W. S., Reed H. L.** Roughness receptivity in swept-wing boundary layers – experiments. *Intern. J. Engng. Systems Modelling and Simulation*, 2010, vol. 2, no. 1/2, p. 123–128.
5. **Бойко А. В., Козлов В. В., Сызранцев В. В., Щербаков В. А.** Экспериментальное исследование процесса перехода к турбулентности на одиночном стационарном возмущении в пограничном слое скользящего крыла // Прикладная механика и техническая физика. 1995. Т. 36, № 1. С. 72–84.
6. **Бойко А. В., Козлов В. В., Сызранцев В. В., Щербаков В. А.** Экспериментальное исследование высокочастотных вторичных возмущений в пограничном слое скользящего крыла // Прикладная механика и техническая физика. 1995. Т. 36, №3. С. 74–83.
7. **Бойко А. В., Грек Г. Р., Довгаль А. В., Козлов В. В.** Возникновение турбулентности в пристенных течениях. Новосибирск: Наука, 1999. 328 с.
8. **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. Серия: Физика. 2014. Т. 9, № 4. С. 65–73.
9. **Толкачев С. Н., Горев В. Н., Козлов В. В.** Исследование продольных вихрей за шероховатостью и их вторичной неустойчивости на передней кромке скользящего крыла // Доклады академии наук. 2014. Т. 459, № 2. С. 178–181.
10. **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, № 3. С. 24–34.
11. **Pavlenko A. M., Zanin B. Yu., Katasonov M. M.** Flow around a small-sized UAV model in a turbulent trace. In: XIX Intern. Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018) (Novosibirsk, Russia, 13–19 Aug., 2018): AIP Conference Proceedings. S. 1, 2018, vol. 2027, no. 1, p. 040004-1–040004-7.

12. 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.
13. Жаркова Г. М., Коврижина В. Н., Хачатурян В. М. Экспериментальное изучение дозвуковых течений методом жидкокристаллической термографии // Прикладная механика и техническая физика. 2002. Т. 43, № 2. С. 122–128.
14. 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. Visualization (The Visualization Soc. of Japan)*, 2002, vol. 5, no. 2, p. 169–176.
15. 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.
16. 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.

References

1. Bippes H. Basic experiments on transition in three-dimensional boundary layers dominated by crossflow instability. *Progress in Aerospace Sci.*, 1999, vol. 35, no. 4, p. 363–412.
2. Kozlov V. V., Grek G. R., Litvinenko Yu. A., Tolkachev S. N., Chernoray V. G. Experimental Studies of the Localized Disturbances and their Secondary High-Frequency Instability in the Flat Plate, Unswept and Swept Wing Boundary Layer (Review). *Vestnik NSU. Series: Physics*, 2014, vol. 9, no. 4, p. 39–64. (in Russ.)
3. Chernoray V. G., Kozlov V. V., Löfdahl L., Chun H. H. Visualization of sinusoidal and varicose instabilities of streaks in a boundary layer. *J. Visualization*, 2006, vol. 9, no. 4, p. 437–444.
4. Carpenter A. L., Saric W. S., Reed H. L. Roughness receptivity in swept-wing boundary layers – experiments. *Intern. J. Engng. Systems Modelling and Simulation*, 2010, vol. 2, no. 1/2, p. 123–128.
5. Boiko A. V., Kozlov V. V., Syzrantsev V. V., Shcherbakov V. A. Experimental Study of the Transition to Turbulence at a Single Stationary Disturbance in the Boundary Layer of an Oblique Airfoil. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 1995, vol. 36, no. 1, p. 67–77. DOI 10.1007/BF02369675
6. Boiko A. V., Kozlov V. V., Syzrantsev V. V., Shcherbakov V. A. Experimental Investigation of High-Frequency Secondary Disturbances in a Swept-Wing Boundary Layer. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 1995, vol. 36, no. 3, p. 385–393. DOI 10.1007/BF02369776
7. Boiko A. V., Grek G. R., Dovgal A. V., Kozlov V. V. The Emergence of Turbulence in Wall Flows. Novosibirsk, Nauka, 1999. 328 p. (in Russ.)
8. Tolkachev S. N., Kaprilevskaya V. S., Kozlov V. V. The Role of Two-Dimensional Roughness Element in the Laminar-Turbulent Process in the Favourable Pressure Gradient of the Swept Wing. *Vestnik NSU. Series: Physics*, 2014, vol. 9, no. 4, p. 65–73. (in Russ.)
9. Tolkachev S. N., Gorev V. N., Kozlov V. V. Study of Longitudinal Vortices behind Roughness and their Secondary Instability at the Oblique Wing Leading Edge. *Doklady Physics*, 2014, vol. 59, no. 11, p. 524–527. DOI 10.1134/S1028335814090110
10. Kaprilevskaya V. S., Tolkachev S. N., Kozlov V. V. Influence of Two-Dimensional Roughness on the Swept Wing Boundary Layer Structure in the Favourable Pressure Gradient Region. *Siberian Journal of Physics*, 2017, vol. 12, no. 3, p. 24–34. (in Russ.)
11. Pavlenko A. M., Zanin B. Yu., Katasonov M. M. Flow around a small-sized UAV model in a turbulent trace. In: XIX Intern. Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018) (Novosibirsk, Russia, 13–19 Aug., 2018): AIP Conference Proceedings. S. 1, 2018, vol. 2027, no. 1, p. 040004-1–040004-7.

12. **Kaprilevskaya V. S., Pavlenko A. M., Kozlov V. V., Kryukov A. V.** Flow past a 3D roughness element for a swept wing model. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2020, vol. 27, no. 3, p. 321–330.
13. **Zharkova G. M., Kovrizhina V. N., Khachatryan V. M.** Experimental Study of Subsonic Flows by Liquid-Crystal Thermography. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2002, vol. 43, no. 2, p. 274–279.
14. **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. Visualization (The Visualization Soc. of Japan)*, 2002, vol. 5, no. 2, p. 169–176.
15. **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.
16. **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.

Материал поступил в редколлегию

Received
31.08.2020

Сведения об авторах / Information about the Authors

Павленко Александр Михайлович, кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск, Россия)

Alexander M. Pavlenko, PhD, senior researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

pavlyenko@gmail.com

Каприлевская Валерия Станиславовна, аспирант, старший лаборант с высшим профессиональным образованием, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск, Россия)

Valeria S. Kaprilevskaya, PhD Student, senior laboratory assistant, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

valeria.kaprilevskaya@gmail.com

Козлов Виктор Владимирович, доктор физико-математических наук, профессор, заведующий лабораторией № 8, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск, Россия)

Victor V. Kozlov, Doctor of Science (Physics and Mathematics), Professor, Head of Laboratory 8, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

kozlov@itam.nsc.ru

Катасонов Михаил Михайлович, доктор физико-математических наук, ведущий научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск, Россия)

Mikhail M. Katasonov, Doctor of Science (Physics and Mathematics), Leading Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

mikhail@itam.nsc.ru