

Научная статья

УДК 532.526

DOI 10.25205/2541-9447-2021-16-2-14-28

Изучение обтекания трапециевидной модели малоразмерного БПЛА при попадании в турбулентный след

Александр Михайлович Павленко¹, Антон Вячеславович Быков²
Борис Юрьевич Занин³, Михаил Михайлович Катасонов⁴

¹⁻⁴ Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича
Сибирского отделения Российской академии наук
Новосибирск, Россия

¹ pavlyenko@gmail.com, <https://orcid.org/0000-0002-0982-153X>

² bykov.4nton@yandex.ru

³ zanin@itam.nsc.ru, <https://orcid.org/0000-0002-3707-1713>

⁴ mikhail@itam.nsc.ru, <https://orcid.org/0000-0003-0921-3785>

Аннотация

Проведены исследования структуры течения вблизи поверхности трапециевидной модели малоразмерного беспилотного летательного аппарата при попадании в узкий турбулентный след. Все экспериментальные данные получены в аэродинамической трубе при дозвуковых скоростях потока. Особенностью работы было то, что изучение обтекания модели проводилось при натуральных (полетных) числах Рейнольдса. Методом саже-масленной визуализации получены данные об особенностях обтекания модели с учетом таких факторов, как угол атаки, наличие и отсутствие источника внешних возмущений, который генерировал турбулентный след. Эксперименты проводились при двух режимах обтекания: при нулевом угле атаки, когда на крыле имеются локальные отрывные пузыри, и при большом (сверхкритическом) угле атаки 18°, когда происходит глобальный срыв потока с передней кромки. Было показано, что турбулентный след оказывает значительное влияние на характер течения вблизи поверхности модели в обоих случаях. Локальные отрывные пузыри постепенно уменьшаются в размерах с уменьшением расстояния между источником возмущений и крылом. Крупномасштабные вихри существенно уменьшаются в геометрических размерах и смещаются в сторону боковых кромок при глобальном срыве потока, тем самым увеличивая область присоединенного течения на поверхности модели.

Ключевые слова

глобальный срыв потока, локально-отрывной пузырь, турбулентный след, возмущения набегающего потока, трехмерный пограничный слой, трапециевидное летающее крыло, БПЛА, натурное число Рейнольдса

Источник финансирования

Работа была выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2021–2023 гг. (номер госрегистрации 121030500149-8)

Для цитирования

Павленко А. М., Быков А. В., Занин Б. Ю., Катасонов М. М. Изучение обтекания трапециевидной модели малоразмерного БПЛА при попадании в турбулентный след // Сибирский физический журнал. 2021. Т. 16, № 2. С. 14–28. DOI 10.25205/2541-9447-2021-16-2-14-28

Study of Flow around a Trapezoidal Model of a Small-Sized UAV into Turbulent Wake

Alexander M. Pavlenko¹, Anton V. Bykov²
Boris Yu. Zanin³, Mikhail M. Katasonov⁴

¹⁻⁴ Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics
of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences
Novosibirsk, Russian Federation

¹ pavlyenko@gmail.com, <https://orcid.org/0000-0002-0982-153X>

² bykov.4nton@yandex.ru

³ zanin@itam.nsc.ru, <https://orcid.org/0000-0002-3707-1713>

⁴ mikhail@itam.nsc.ru, <https://orcid.org/0000-0003-0921-3785>

Abstract

Investigations of the structure of the flow near the surface of a trapezoidal model of a small unmanned aerial vehicle were carried out when it enters a narrow turbulent wake. All experimental data were obtained in a wind tunnel at subsonic flow velocities. A feature of the work was that the study of the flow around the model was carried out at full-scale (flight) Reynolds numbers. Using the soot-oily visualization method, data on the features of the flow around the model were obtained, taking into account such factors as the angle of attack, the presence and absence of a source of external disturbances that generated a turbulent wake. The experiments were carried out in two flow regimes: at a zero angle of attack, when there are local separation bubbles on the wing, and at a large (supercritical) angle of attack of 18 degrees, when there is a global stall of the flow from the leading edge. It was shown that the turbulent wake has a significant effect on the nature of the flow near the model surface in both cases. Local separation bubbles gradually decrease in size with a decrease in the distance between the sources of disturbances and the wing. Large-scale vortices significantly decrease in geometrical dimensions and shift towards the side edges in the event of a global stall of the flow, thereby increasing the region of the attached flow on the model surface.

Keywords

global flow stall, local separation bubble, turbulent wake, free stream disturbances, three-dimensional boundary layer, trapezoidal flying wing, UAV, natural Reynolds number

Funding

This work was carried out within the framework of the Program of Fundamental Scientific Research of State Academies of Science for 2021–2023 (project no. 121030500149-8)

For citation

Pavlenko A. M., Bykov A. V., Zanin B. Yu., Katasonov M. M. Study of Flow around a Trapezoidal Model of a Small-Sized UAV into Turbulent Wake. *Siberian Journal of Physics*, 2021, vol. 16, no. 2, pp. 14–28. (in Russ.) DOI 10.25205/2541-9447-2021-16-2-14-28

Введение

При разработке летательных аппаратов много внимания уделяется вопросам совершенствования обтекания на основании полученных исследователями новых знаний о физических процессах, протекающих при взаимодействии летящего самолета с окружающим воздухом. Большое значение имеют исследования физических явлений, возникающих на крыле при различных углах атаки: течения в присоединенном пограничном слое на поверхности крыла при малых углах атаки, а также отрывных течений, возникающих при больших углах атаки, в том числе отрыва турбулентного пограничного слоя и срыва потока с передней кромки крыла. Отрыв потока – это физическое явление, возникающие при движении газов или жидкостей над твердой поверхностью или, наоборот, при движении тела в неподвижной жидкости или газе, заключающееся в том, что поток перестает двигаться вдоль поверхности и отходит от нее. Общие сведения об отрывных течениях можно найти в монографии [1]. Вязкость и изменение давления вдоль поверхности – это два фактора, которые являются определяющими для возникновения отрыва потока. Эти факторы приводят к замедлению течения жидкости или газа с последующим увеличением пограничного слоя ниже по течению и образованием возвратного течения. В результате этих процессов происходит вынос

заторможенной в пограничном слое жидкости во внешнее течение, и пограничный слой отесняется от тела. Такие условия возникают при обтекании крыла самолета. Выпуклая форма верхней поверхности крыла приводит к появлению неблагоприятного градиента давления и отрыва потока в задней части крыла. Точкой отрыва стационарного двумерного течения принято называть место на поверхности, где градиент скорости в направлении, перпендикулярном к стенке, равен нулю. В классической литературе по данной тематике отрыв потока во многих случаях является отрывом пограничного слоя [2].

Хорошо известно, что отрыв потока оказывает большое влияние на аэродинамические характеристики летательных аппаратов [3], а именно снижается подъемная сила и увеличивается лобовое сопротивление. Это, в свою очередь, приводит к увеличению расхода топлива, уменьшению дальности полета, ухудшению устойчивости и управляемости летательного аппарата в экстремальных условиях. Отрыв потока – явление крайне нежелательное и требующее устранения. Более того, не существует однозначного решения проблемы воздействия на отрыв из-за многообразия форм его существования [4–7]. Для выбора эффективного способа воздействия на определенный тип отрыва необходимо предварительное изучение структуры течения и ее восприимчивость к внешним возмущениям. Поэтому исследования по изучению отрыва и возможностей управления обтеканием важны на сегодняшний день.

Стремительное развитие малоразмерной беспилотной авиации в последние годы привело к высокому уровню конкуренции за улучшение летных характеристик такого класса аппаратов для выполнения более сложных заданий [8]. Беспилотные летательные аппараты (БПЛА, «дроны») в основном применяются для решения военных задач, но в последнее время они становятся также популярными и в гражданской авиации и широко используются в различных областях: использование при чрезвычайных ситуациях (оповещение, спасательные операции, поиск людей, наводнения, лесные пожары); мониторинг (сельское хозяйство, водные, лесные, земельные ресурсы, линии электропередачи, железнодорожные линии, дороги, нефте- и газопроводы, электростанции, месторождения), безопасность (охрана людей и объектов, охрана государственных границ), аэрофотосъемка (геодезические работы, картографические работы, геокалькулятор, авиаучет), наука (исследования Арктики, испытание оборудования) и т. д. Управление таким самолетом осуществляется дистанционно с помощью оператора или программы управления (например, «искусственный интеллект») с заданным планом полета.

Существует большое количество компоновок таких малогабаритных БПЛА, но на сегодняшний день наиболее оптимальной концепцией является концепция «летающее крыло». Летающее крыло – это летательный аппарат, у которого роль фюзеляжа играют крылья. Размах крыльев таких самолетов составляет всего несколько десятков сантиметров. Проводилось достаточно много исследований обтекания на крыле такой компоновки. В частности много внимания было уделено изучению вихрей, генерируемых на передней кромке, в зависимости от угла скольжения [9–12].

При выполнении поставленной задачи во время полета БПЛА могут попадать в зоны турбулентных вихревых следов за наземными сооружениями, за рельефом поверхности земли, за другими летательными аппаратами, птицами или натянутыми кабелями электропередачи. Важной задачей является изучение влияния набегающих внешних возмущений на структуру обтекания БПЛА, которые эксплуатируются на малых высотах в приземном пограничном слое, где атмосфера сильно возмущена.

Как уже отмечалось, растет необходимость в фундаментальных исследованиях таких важных аэродинамических явлений, как локальные отрывные области и глобальный срыв потока, в том числе и для диапазона чисел Рейнольдса $Re = 10^5 - 10^6$. Именно этот диапазон характерен для летательных аппаратов такого класса. Данные типы отрыва зависят от многих параметров: скорость полета, форма крыла, угол атаки и степень турбулентности набегающего потока. Весьма актуальны поиски методов воздействия на течение с целью уменьшения отрывной области либо полной ликвидации срыва для улучшения летных характеристик таких летательных аппаратов.

Данная работа является частью большого экспериментального цикла работ по изучению отрывных течений и возможностями управления обтеканием на моделях крыльев с учетом таких факторов, как скорость набегающего потока, углы атаки и скольжения, форма профиля крыла, степень турбулентности [13–17]. Основной задачей представленной работы было исследование обтекания модели крыла со стреловидной передней кромкой при полном или частичном попадании в узкий турбулентный след. Результаты данной работы продемонстрировали, что такой турбулентный след может привести к значительному изменению обтекания БПЛА при определенных режимах полета.

Методика экспериментов

Все эксперименты по данному направлению исследования были проведены в аэродинамической дозвуковой трубе Т-324 ИТПМ им. С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск). Это труба замкнутого типа и считается малотурбулентной, степень турбулентности у которой в рабочей части составляет 0,04 % от набегающего потока. Размеры рабочей части квадратного сечения составляют $1 \times 1 \text{ м}^2$, длина 4 м.



Рис. 1. Трапецевидная модель БПЛА
Fig. 1. Trapezoidal UAV model

В качестве экспериментальной модели БПЛА использовалось крыло трапецевидной формы с гладкой поверхностью, изготовленное из дерева. На рис. 1 представлена фотография модели в рабочей части трубы. Трехмерный вид крыла и геометрические размеры представлены на рис. 2.

Исследования проводились на подветренной стороне модели летающего крыла. Крыло устанавливалось под углом скольжения 0° , и это значение не изменялось в последствии. Эксперименты проводились при углах атаки 0 и 18° . Скорость набегающего потока измерялась с помощью насадка Пито – Прандтля, соединенного посредством пневмотрассы с дифференциальным датчиком давления с точностью 1 %, и составляла $U_\infty = 25 \text{ м/с}$. Данное значение скорости было постоянным в течение всей серии экспериментов. Этот выбор скорости набегающего потока в рабочей части трубы был обусловлен тем, что данная работа является частью комплекса экспериментальных исследований по изучению обтекания моделей БПЛА при полетных числах Рейнольдса. Число Рейнольдса составляло $Re = 6,3 \times 10^5$.

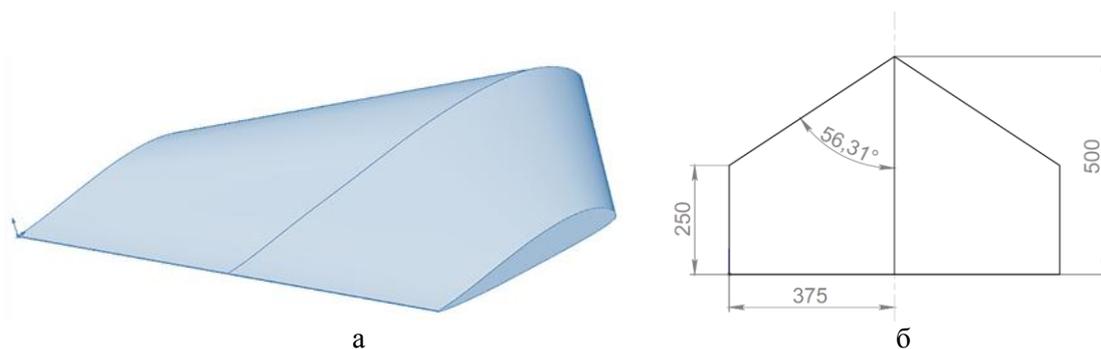


Рис. 2. Чертеж модели БПЛА (а) и геометрические размеры в миллиметрах (б)
 Fig. 2. UAV model drawing (a) and geometric dimensions in mm (b)

Для генерации узкого турбулентного следа использовалась ворсистая нить диаметром около 1 мм (рис. 3). Нить устанавливалась выше по течению параллельно задней кромке и на определенном расстоянии от модели. В ходе экспериментальных исследований это расстояние варьировалось.

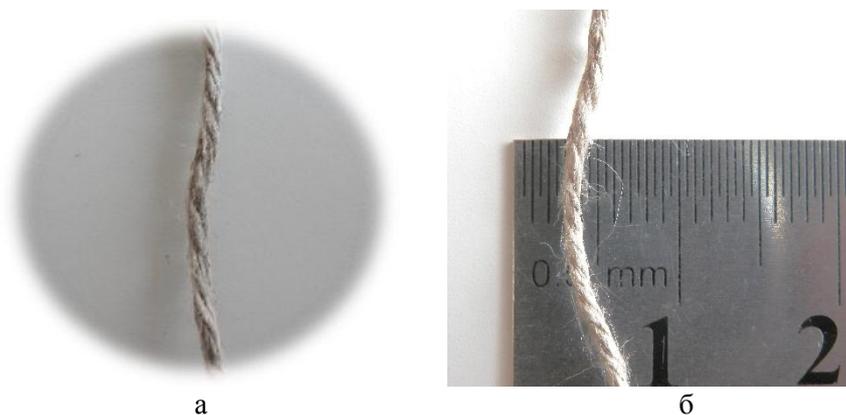


Рис. 3. Фотография нити (а) и линейка для оценки размеров источника возмущений (б)
 Fig. 3. Photo of a thread (a) and a ruler for estimating the size of the source of disturbances (b)

Была проведена визуализация поверхностных линий тока методом «сажемазляных» покрытий и получены данные о характере обтекания модели БПЛА. Этот термин здесь употребляется условно, так как применялась не сажа, а смесь порошка двуокиси титана с керосином. Этот метод наряду с другими способами визуализации описан в работе [18]. Раствор наносился на верхнюю поверхность модели и под воздействием набегающего потока полностью высыхал. После этого на поверхности проявлялась четкая, усредненная по времени картина пристенного течения, которая дает представление о предельных линиях тока. После проведения эксперимента результаты визуализации фиксировались на фотоаппарат.

Количественные данные о структуре течения за нитью были получены методом термоанемометрии. В экспериментах использовался термоанемометр AN-1003 фирмы «А.А. Labs» с вольфрамовым однониточным датчиком диаметром 5 мкм и длиной 1,2 мм. Сигнал с выхода термоанемометра фильтровался аналоговым фильтром низких частот и оцифровывался с помощью аналого-цифрового преобразователя National Instruments PCI-6023 (16 бит). Частота сбора данных 20 кГц. В ходе процесса тарировки нить датчика термоанемометра нахо-

дидась рядом с трубкой Пито – Прандтля, которая была подключена к дифференциальному датчику давления Omega PX2650-10D5V. Точность измерения давления $\pm 1\%$.

Позиционирование датчика термоанемометра в пространстве осуществлялось с помощью автоматического координатного устройства. Точность перемещения по оси $Y \pm 5$ мкм, а по осям X и $Z \pm 20$ мкм.

Результаты исследований

Первым шагом при проведении нового экспериментального исследования было повторное изучение обтекания при нулевом угле атаки и выход на необходимый режим, который был отправной точкой. На рис. 4 представлены результаты визуализации и топология течения при данном режиме, который уже изучался нами в предыдущих исследованиях. Эти рисунки были опубликованы в работе [17]. Повторное исследование подтвердило наличие двух локальных отрывных пузырей и присоединенное течение на большей части поверхности модели БПЛА.

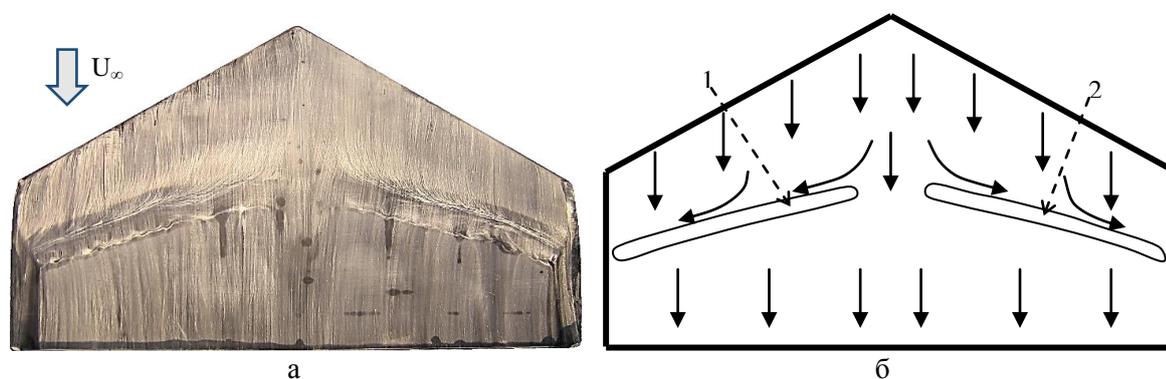


Рис. 4. Визуализация обтекания БПЛА при угле атаки $\alpha = 0^\circ$ (а) и топология течения (б) из работы [17]:

1 и 2 – локальные отрывные пузыри

Fig. 4. Visualization of the UAV flow around at an angle of attack $\alpha = 0^\circ$ (a) and flow topology (b) [17]:

1 and 2 – local separation bubbles

На следующем этапе исследований был установлен источник внешних возмущений в виде ворсистой нити перед моделью крыла и на уровне носика выше по течению (как на рис. 1). Расстояние между носиком БПЛА и нитью составляло 2 900 мм и было максимально возможным с учетом геометрических размеров рабочей части трубы. Результаты визуализации показали, что на крыле произошли незначительные изменения структуры течения вблизи поверхности (рис. 5). Уменьшились размеры пузырей в трансверсальном и продольном направлениях. На большей части крыла сохранилось присоединенное течение.

Уменьшение расстояния между моделью и источником внешних возмущений до 1 555 мм привело к дальнейшему незначительному уменьшению локальных отрывных пузырей в геометрических размерах (рис. 6). Тем не менее, в целом картина обтекания не изменилась.

Дальнейшее изменение дистанции между крылом и нитью до 557 мм привело к существенным изменениям формы локальных пузырей (рис. 7). Площадь, занимаемая пузырями на поверхности модели, уменьшилась приблизительно в два раза в сравнении с режимом обтекания крыла свободным потоком (см. рис. 4). Отрывные области локализовались ближе к левой и правой сторонам модели. Вследствие этого на поверхности увеличилась область присоединенного течения.

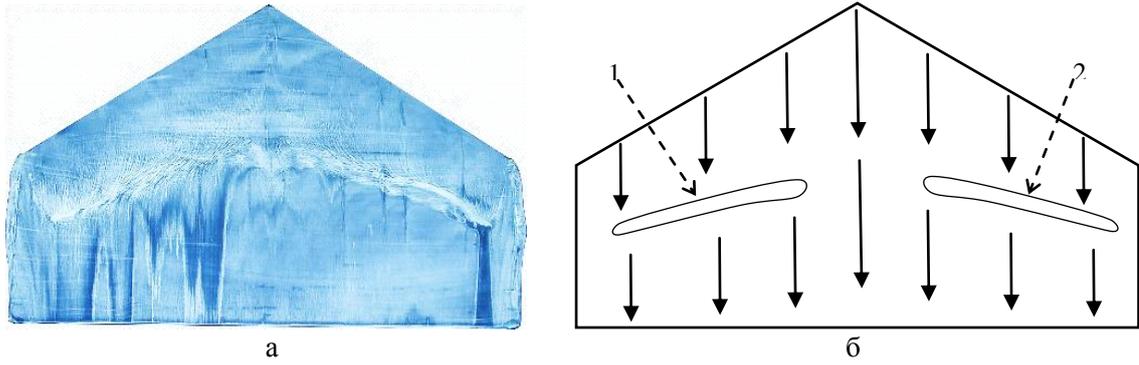


Рис. 5. Визуализация обтекания БПЛА при попадании в турбулентный след на расстоянии 2 900 мм от источника возмущений (а) и топология течения (б): 1 и 2 – локальные отрывные пузыри
Fig. 5. Visualization of the flow around the UAV when it hits a turbulent wake at a distance of 2 900 mm from the source of disturbances (a) and flow topology (b): 1 and 2 – local separation bubbles

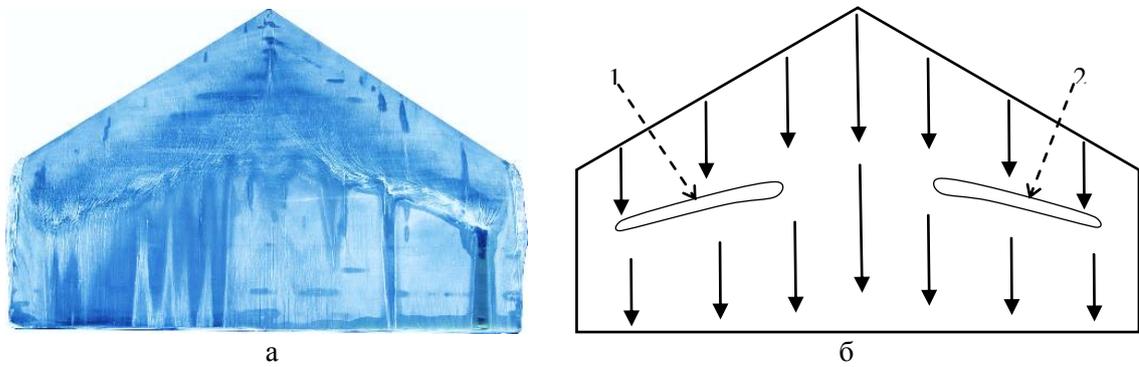


Рис. 6. Визуализация обтекания БПЛА при попадании в турбулентный след на расстоянии 1 555 мм от источника возмущений (а) и топология течения (б): 1 и 2 – локальные отрывные пузыри
Fig. 6. Visualization of the flow around the UAV when it hits a turbulent wake at a distance of 1 555 mm from the source of disturbances (a) and flow topology (b): 1 and 2 – local separation bubbles

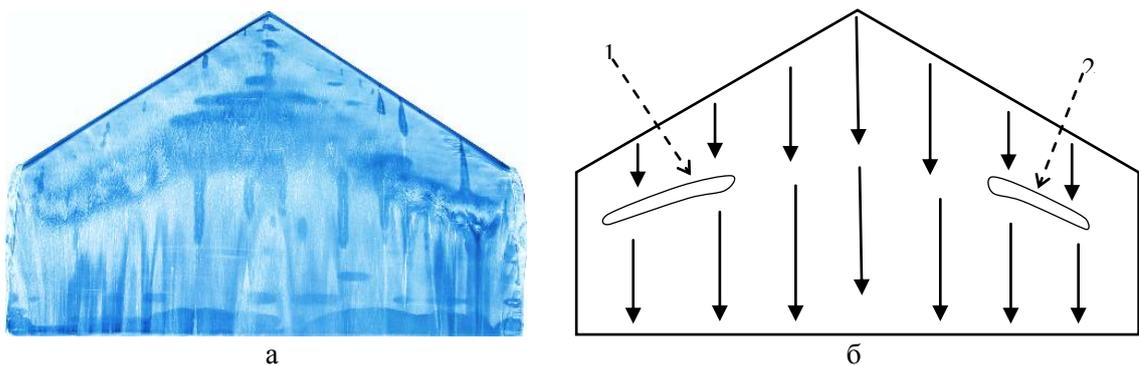


Рис. 7. Визуализация обтекания БПЛА при попадании в турбулентный след на расстоянии 557 мм от источника возмущений (а) и топология течения (б): 1 и 2 – локальные отрывные пузыри
Fig. 7. Visualization of the flow around the UAV when it hits a turbulent wake at a distance of 557 mm from the source of disturbances (a) and flow topology (b): 1 and 2 – local separation bubbles

Максимального эффекта удалось достичь, сократив расстояние между крылом и источником возмущений до 270 мм (рис. 8). Попадание в турбулентный след привело к полному исчезновению локально-отрывных пузырей. На всей верхней поверхности модели сформировалось присоединенное течение. Необходимо отметить, что авторам данной работы в ранее проведенных исследованиях по управлению обтеканием не удавалось полностью устранить локальный отрыв [13–17]. В данном случае впервые удалось добиться такого эффекта.

Также был исследован предельный случай, когда расстояние между источником возмущений и моделью было равно 0 мм. Нить в этом случае касалась носика модели. На рис. 9 представлены результаты визуализации данного режима обтекания. В результате влияния внешних возмущений по центру крыла сформировалась локально-отрывная область. Ширина этой области составляла $\frac{1}{4}$ от размаха модели. Этот режим требует более детального изучения с помощью термоанемометрии для получения количественных данных о структуре потока, что и является целью дальнейших исследований.

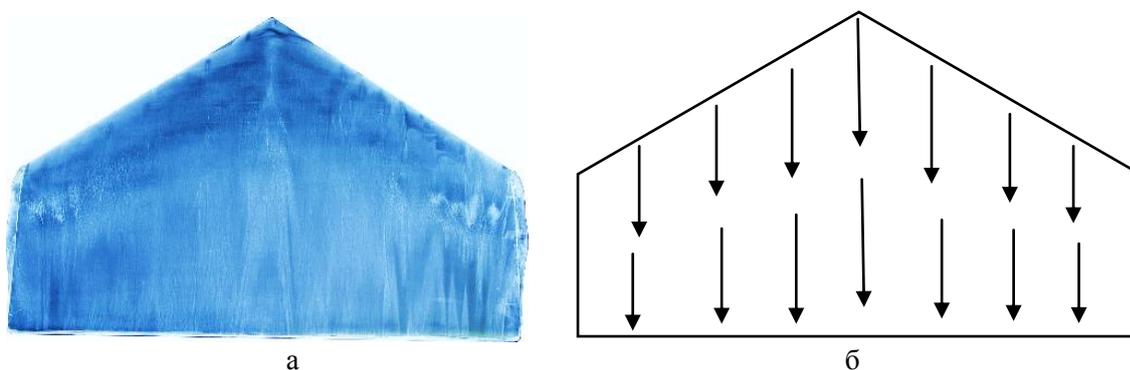


Рис. 8. Визуализация обтекания БПЛА при попадании в турбулентный след на расстоянии 270 мм от источника возмущений (а) и топология течения (б)

Fig. 8. Visualization of the flow around the UAV when it hits a turbulent wake at a distance of 270 mm from the source of disturbances (a) and flow topology (b)

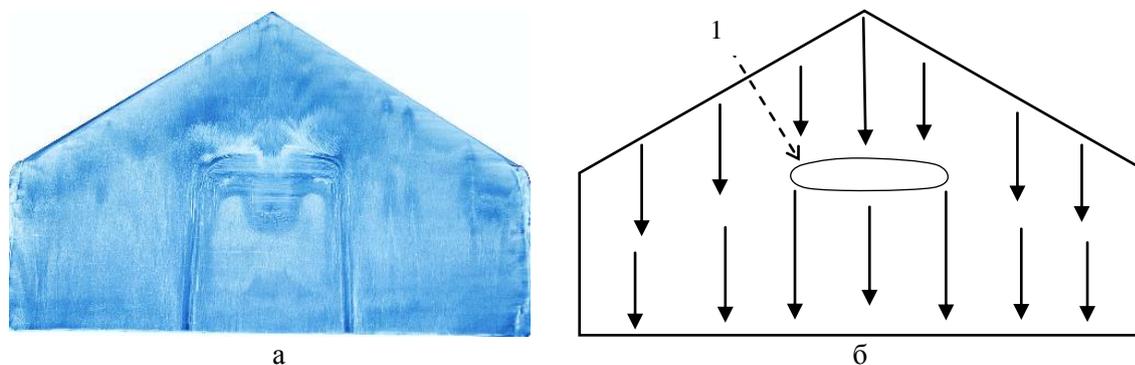


Рис. 9. Визуализация обтекания БПЛА при попадании в турбулентный след на расстоянии 0 мм от источника возмущений (а) и топология течения (б): 1 – локальная отрывная область

Fig. 9. Visualization of the flow around the UAV when it hits a turbulent wake at a distance of 0 mm from the source of disturbances (a) and flow topology (b): 1 – local separation region

Вторая серия экспериментов была направлена на изучение влияния набегающих возмущений на обтекание БПЛА при закритическом угле атаки $\alpha = 18^\circ$. Это как раз тот случай глобального срыва потока, когда в отсутствие набегающих внешних возмущений поток отходит от передней кромки, образуется как минимум одна пара крупномасштабных вихрей

и формируется возвратное течение [1; 3]. Этот режим стал отправной точкой. На рис. 10 представлена визуализация и топология обтекания БПЛА из работы [17]. Эксперименты были повторены на данном режиме, и была получена аналогичная картина обтекания.

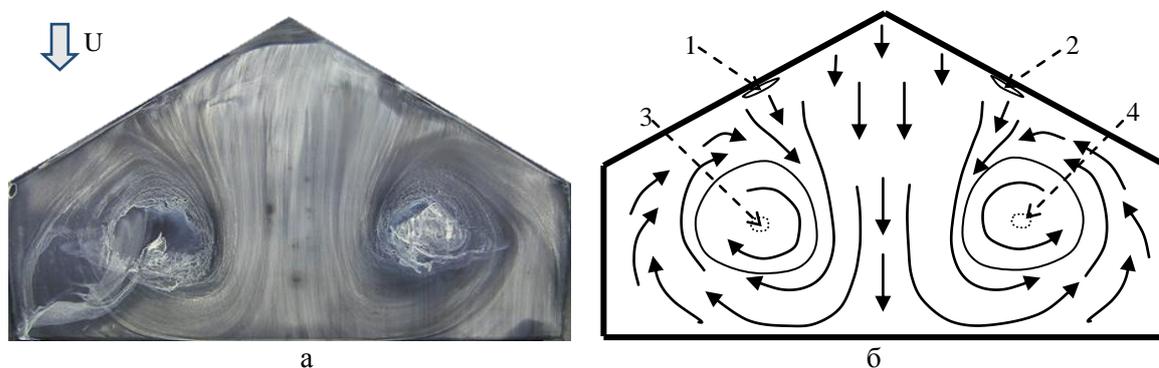


Рис. 10. Визуализация обтекания БПЛА при угле атаки $\alpha = 18^\circ$ (а) и топология течения (б) из работы [17]:
1 и 2 – локальные отрывные области; 3 и 4 – фокусы крупномасштабных вихрей

Fig. 10. Visualization of the UAV flow around at an angle of attack $\alpha = 18^\circ$ (a) and flow topology (b) [17]:
1 and 2 – local separation regions; 3 and 4 – foci of large-scale vortices

Установка источника возмущений на расстоянии 2 900 мм до модели существенно изменила картину обтекания (рис. 11). Размеры крупномасштабных вихрей значительно уменьшились. Фокусы этих вихрей сместились в сторону боковых кромок. На большей части поверхности крыла наблюдалось присоединенное течение. Вблизи передней кромки сформировались линии растекания.

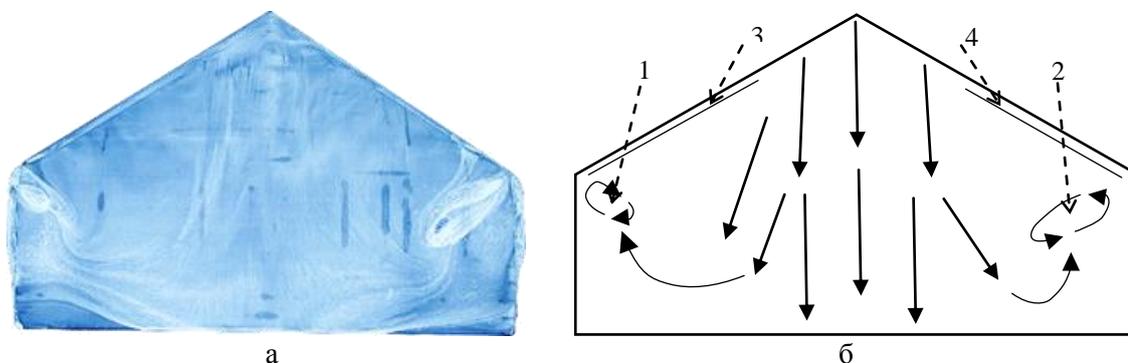


Рис. 11. Визуализация обтекания БПЛА при попадании в турбулентный след на расстоянии 2 900 мм от источника возмущений (а) и топология течения (б): 1 и 2 – фокусы вихрей; 3 и 4 – линии растекания

Fig. 11. Visualization of the flow around the UAV when it hits a turbulent wake at a distance of 2 900 mm from the source of disturbances (a) and flow topology (b): 1 and 2 – foci of vortices; 3 and 4 – spreading lines

Дальнейшие эксперименты с уменьшением расстояния между нитью и крылом до 1 550, 580, 90 и 0 мм дали аналогичные результаты (рис. 12). Структура обтекания оставалась неизменной независимо от расстояния от источника до модели. Схожие результаты при данном режиме обтекания были получены в работе [17] методом локального воздействия в виде установленных конических выступов на передней кромки модели.

Заключительная третья серия экспериментов была посвящена изучению течения за нитью в пространстве. Координата Y была направлена поперек нити, координата Z – вдоль нити,

координата X – в продольном направлении вниз по течению (рис. 13). Нить устанавливалась в самом начале пустой рабочей части и с помощью метода термоанемометрии и автоматического координатного устройства проводились измерения мгновенной скорости потока в пространстве.

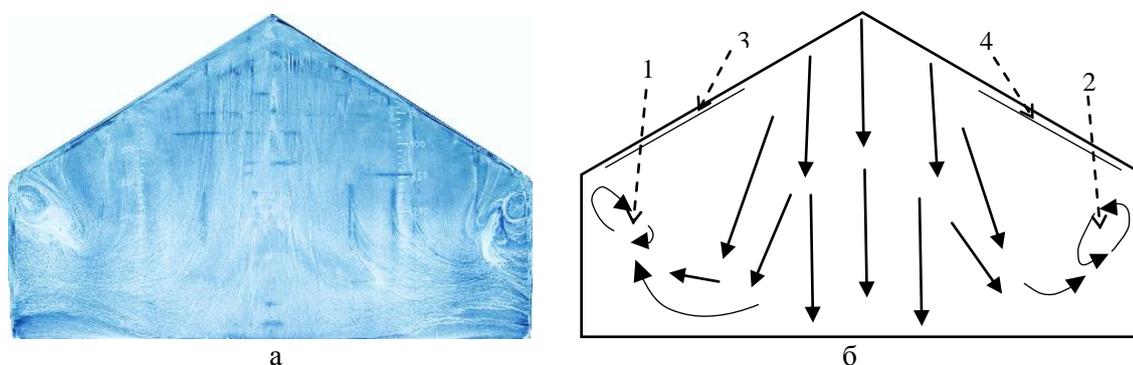


Рис. 12. Визуализация обтекания БПЛА при попадании в турбулентный след на расстоянии 0 мм от источника возмущений (а) и топология течения (б): 1 и 2 – фокусы вихрей; 3 и 4 – линии растекания
 Fig. 12. Visualization of the flow around the UAV when it hits a turbulent wake at a distance of 0 mm from the source of disturbances (a) and flow topology (b): 1 and 2 – foci of vortices; 3 and 4 – spreading lines

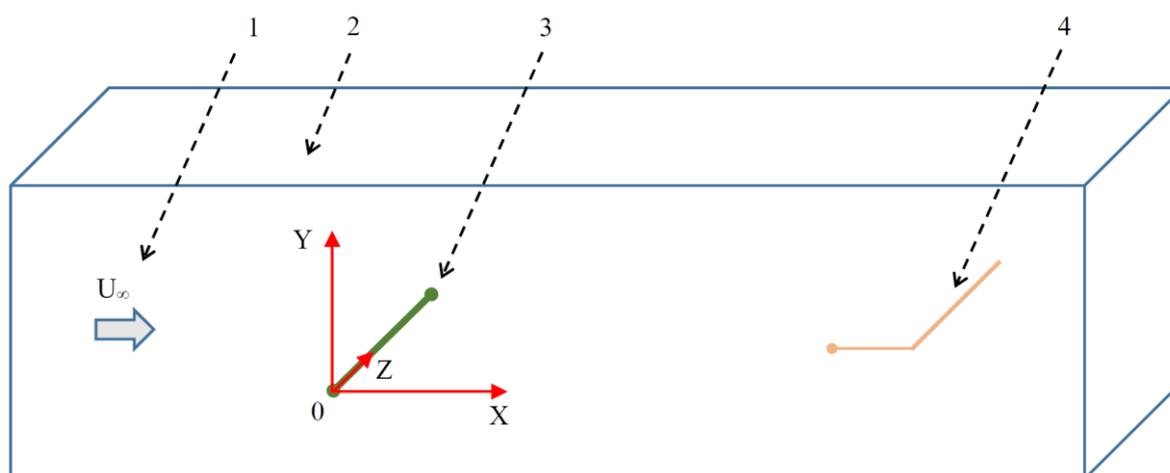


Рис. 13. Схема третьей серии экспериментов и расположение осей координат:
 1 – направление набегающего потока; 2 – рабочая часть аэродинамической трубы;
 3 – источник возмущений (ворсистая нить); 4 – державка и датчик термоанемометра
 Fig. 13. Scheme of the third series of experiments and the location of the coordinate axes:
 1 – the direction of the incoming flow; 2 – test section of the wind tunnel;
 3 – the source of disturbances (fluffy thread); 4 – the holder and the hot-wire anemometer sensor

Варьировалось расстояние между нитью и датчиком термоанемометра от 100 до максимально возможных 2 900 мм в рабочей части трубы. Измерения в сечениях X – Y проводилось при $z = 100$ мм. На рис. 14 представлены результаты измерения средней скорости в следе за нитью относительно скорости набегающего потока в зависимости от координат X и Y . Максимальное отклонение значения средней скорости в следе достигает чуть больше 2 м/с и постепенно уменьшается ниже по течению. Ширина следа медленно увеличивается с 16 до 50 мм при $x = 2 900$ мм. Принимая во внимание распределение амплитуды пульсаций скорости, можно утверждать, что уровень пульсаций падает приблизительно в 4 раза на расстоя-

нии 2 900 мм от источника возмущений (рис. 15). Тем не менее, след существует, и данного уровня пульсаций достаточно, чтобы влиять на структуру обтекания БПЛА.

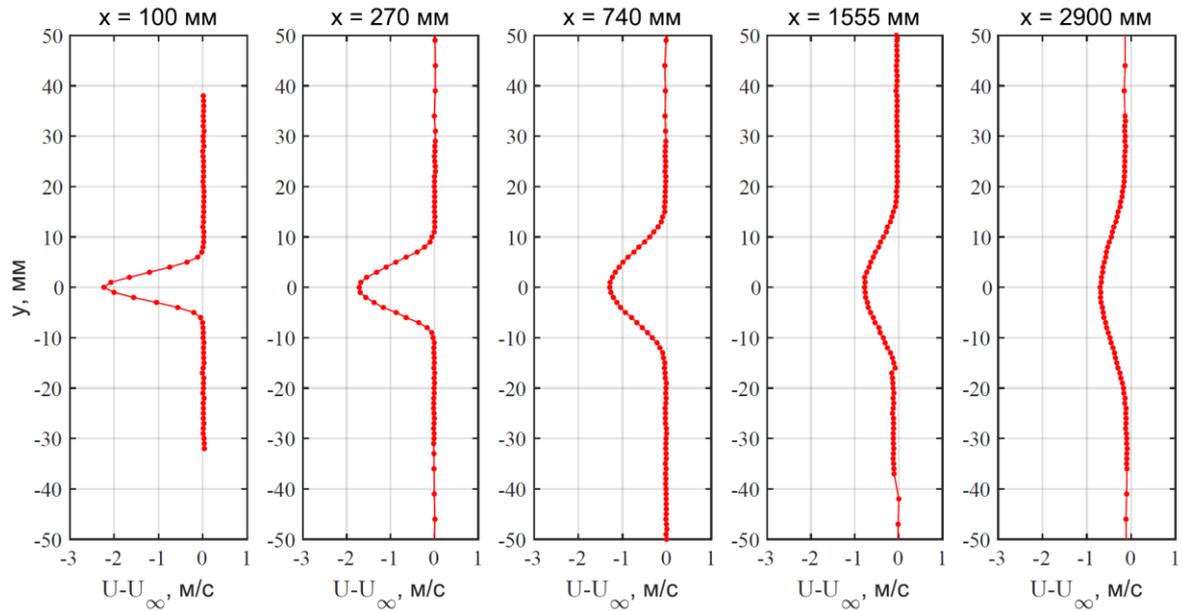


Рис. 14. Распределение отклонения средней скорости относительно набегающего потока в следе за нитью в зависимости от координат X и Y

Fig. 14. Distribution of the deviation of the average velocity relative to the incident flow in the wake behind the thread, depending on the coordinates X and Y

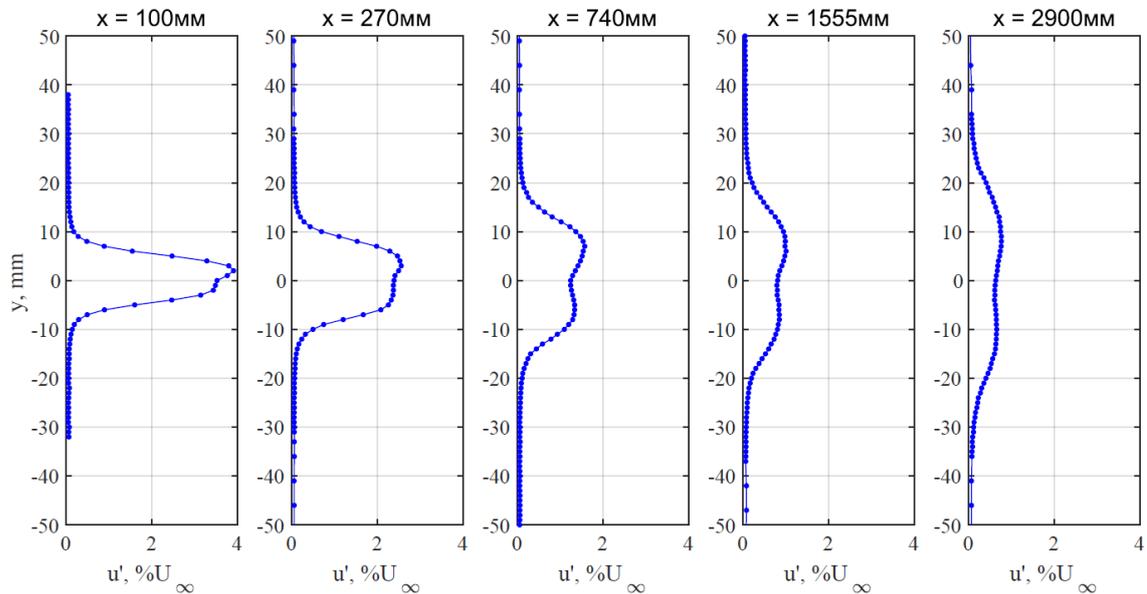


Рис. 15. Распределение амплитуды пульсаций скорости в следе за нитью в зависимости от координат X и Y

Fig. 15. Distribution of the amplitude of the velocity pulsations in the wake of the thread depending on the coordinates X and Y

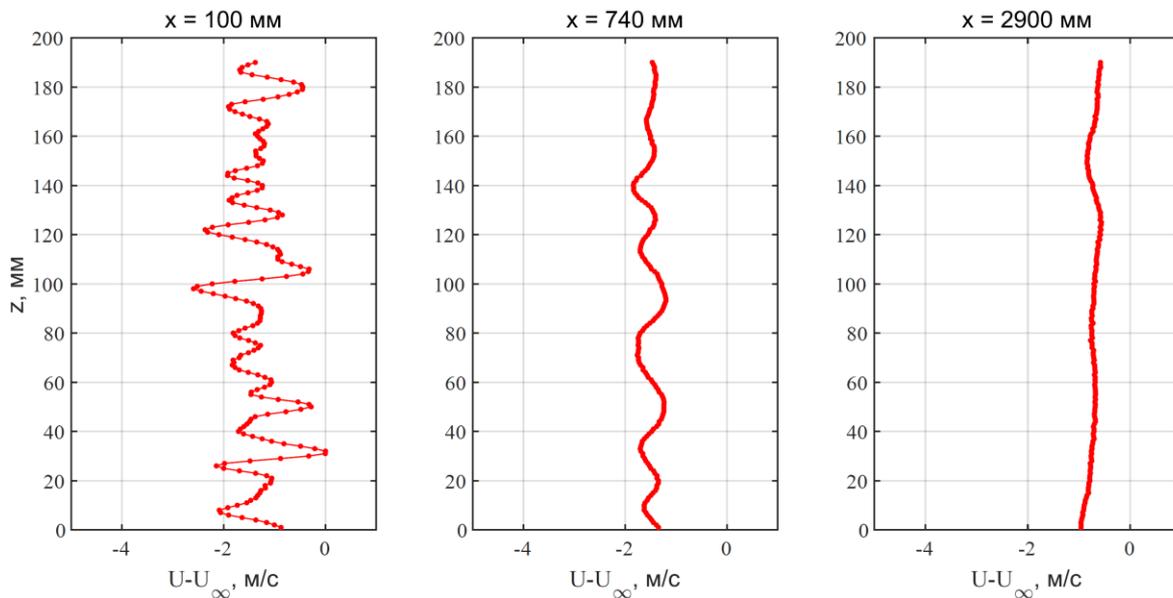


Рис. 16. Распределение отклонения средней скорости относительно набегающего потока в следе за нитью в зависимости от координат X и Z

Fig. 16. Distribution of the deviation of the average velocity relative to the incident flow in the wake behind the thread depending on the coordinates X and Z

Полученное распределение средней скорости при $x = 100$ мм показало наличие больших отклонений средней скорости вдоль нити по координате Z (рис. 16). Ниже по течению эти отклонения становятся меньше, и при достижении расстояния 2 900 мм они становятся крайне малы. Отмечается порядка 1 % отклонение по амплитуде пульсаций при $x = 100$ мм вдоль нити (рис. 17). Однако при $x = 2\ 900$ мм уровень пульсаций становится постоянным.

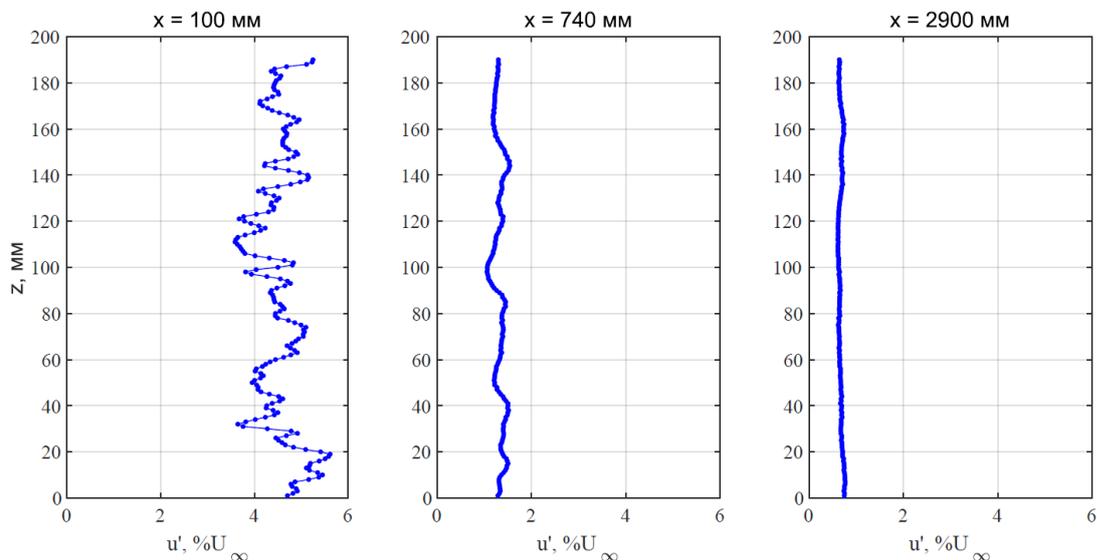


Рис. 17. Распределение амплитуды пульсаций скорости в следе за нитью в зависимости от координат X и Z

Fig. 17. Distribution of the amplitude of the velocity pulsations in the wake of the thread depending on the coordinates X and Z

Выводы

Проведены экспериментальные исследования влияния набегающих внешних возмущений на обтекание трапециевидной модели малоразмерного беспилотного летательного аппарата в дозвуковой аэродинамической трубе. Для моделирования турбулентного следа применялась ворсистая нить. Отличительной особенностью работы было проведение экспериментов при натуральных (полетных) числах Рейнольдса. Получены картины визуализации пристенного течения на подветренной стороне крыла при углах атаки 0 и 18° и при скорости набегающего потока 25 м/с. Было показано, что турбулентный след может оказывать значительное влияние на характер течения вблизи поверхности модели в обоих случаях. Локальные отрывные пузыри постепенно уменьшаются вплоть до полного исчезновения с уменьшением расстояния между источником внешних возмущений и крылом. Крупномасштабные вихри значительно уменьшаются в геометрических размерах, и область присоединенного течения на поверхности модели увеличивается. Получены количественные данные о структуре течения за нитью в пространстве. Показано, что амплитуды пульсаций внешних возмущений порядка 1 % от скорости набегающего потока достаточно, чтобы существенно изменить структуру течения при закритическом режиме полета.

Список литературы

1. **Чжен П.** Отрывные течения. М.: Мир, 1972. Т. 1. 300 с.
2. **Шлихтинг Г.** Теория пограничного слоя. М.: Наука, Физматлит, 1969. 744 с.
3. **Занин Б. Ю., Козлов В. В.** Вихревые структуры в дозвуковых отрывных течениях: Учеб. пособие. Новосибирск, 2011. 116 с.
4. **Meier R., Hage W., Bechert D. W., Schatz M., Knacke T., Thiele F.** Separation control by self-activated movable flaps. *AIAA Journal*, 2007, vol. 45, no. 1, pp. 191–199.
5. **Seshagiri A., Cooper E., Traub L. W.** Effects of vortex generators on an airfoil at low Reynolds numbers. *J. Aircraft*, 2009, vol. 46, no. 1, pp. 116–122.
6. **Prince S. A., Krodagolian V.** Low-speed static stall suppression using steady and pulsed air-jet vortex generators. *AIAA Journal*, 2011, vol. 49, no. 3, pp. 642–652.
7. **Довгаль А. В., Занин Б. Ю., Козлов В. В.** Глобальный отклик областей отрыва ламинарного потока на локальные возмущения течения (обзор) // Теплофизика и аэромеханика. 2012. Т. 19, № 1. С. 1–8.
8. **Hassanalian M., Abdelkefi A.** Classifications, applications, and design challenges of drones: A review. *Progress in Aerospace Sciences*, 2017. DOI 10.1016/j.paerosci.2017.04.003
9. **Gad-el-Hak M., Blackwelder Ron F.** The discrete vortices from a delta wing. *AIAA Journal*, 1985, no. 23 (6), pp. 961–962.
10. **Gursul I.** Vortex flows on UAVs: Issues and challenges. *Aeronaut J.*, 2004, no. 108, pp. 597–610.
11. **Shields M., Mohseni K.** Inherent stability modes of low-aspect-ratio wings. *J. Aircr.*, 2015, no. 52, pp. 141–155.
12. **Hu T.** Review of self-induced roll oscillations and its attenuation for low-aspect-ratio wings. *Proc IMechE Part G: J Aerospace Engineering*, 2019, vol. 233 (16), pp. 5873–5895.
13. **Занин Б. Ю., Зверков И. Д., Козлов В. В., Павленко А. М.** О новых методах управления дозвуковыми отрывными течениями // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2007. Т. 2, № 1. С. 10–18.
14. **Занин Б. Ю., Зверков И. Д., Козлов В. В., Павленко А. М.** Вихревая структура отрывных течений на моделях крыльев при малых скоростях потока // Изв. РАН. МЖГ. 2008. № 6. С. 113–120.
15. **Павленко А. М., Занин Б. Ю., Катасонов М. М., Зверков И. Д.** Преобразование структуры отрывного течения с помощью локального воздействия // Теплофизика и аэромеханика. 2010. Т. 17, № 1. С. 17–22.

16. **Занин Б. Ю., Козлов В. В., Павленко А. М.** Управление отрывом на модели крыла при малых числах Рейнольдса // Изв. РАН. МЖГ. 2012. № 3. С. 132–140.
17. **Павленко А. М., Занин Б. Ю., Катасонов М. М.** Исследования обтекания модели летающего крыла при натуральных числах Рейнольдса // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2015. Т. 10, № 3. С. 19–25.
18. **Корнилов В. И.** Пространственные пристенные турбулентные течения в угловых конфигурациях. Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013. 431 с.

References

1. **Chang P. K.** Separation of Flow. New York, Pergamon Press, 1970, 796 p.
2. **Schlichting H., Klaus G.** Boundary-Layer Theory. Berlin, Springer, 2017, 805 p.
3. **Zanin B. Yu., Kozlov V. V.** Vortex structures in subsonic separated flows. Tutorial. Novosibirsk, 2011, 116 p. (in Russ.)
4. **Meier R., Hage W., Bechert D. W., Schatz M., Knacke T., Thiele F.** Separation control by self-activated movable flaps. *AIAA Journal*, 2007, vol. 45, no. 1, pp. 191–199.
5. **Seshagiri A., Cooper E., Traub L. W.** Effects of vortex generators on an airfoil at low Reynolds numbers. *J. Aircraft*, 2009, vol. 46, no. 1, pp. 116–122.
6. **Prince S. A., Krodagolian V.** Low-speed static stall suppression using steady and pulsed air-jet vortex generators. *AIAA Journal*, 2011, vol. 49, no. 3, pp. 642–652.
7. **Dovgal A. V., Zanin B. Yu., Kozlov V. V.** Global response of laminar flow separation to local flow perturbations (review). *Thermophysics and Aeromechanics*, 2012, vol. 19, no. 1, pp. 1–8. (in Russ.)
8. **Hassanalian M., Abdelkefi A.** Classifications, applications, and design challenges of drones: A review. *Progress in Aerospace Sciences*, 2017. DOI 10.1016/j.paerosci.2017.04.003
9. **Gad-el-Hak M., Blackwelder Ron F.** The discrete vortices from a delta wing. *AIAA Journal*, 1985, no. 23 (6), pp. 961–962.
10. **Gursul I.** Vortex flows on UAVs: Issues and challenges. *Aeronaut J.*, 2004, no. 108, pp. 597–610.
11. **Shields M., Mohseni K.** Inherent stability modes of low-aspect-ratio wings. *J. Aircr.*, 2015, no. 52, pp. 141–155.
12. **Hu T.** Review of self-induced roll oscillations and its attenuation for low-aspect-ratio wings. *Proc IMechE Part G: J Aerospace Engineering*, 2019, vol. 233 (16), pp. 5873–5895.
13. **Zanin B. Yu., Zverkov I. D., Kozlov V. V., Pavlenko A. M.** On new control methods for subsonic separated flows. *Vestnik NSU. Series: Physics*, 2007, vol. 2, no. 1, pp. 10–18. (in Russ.)
14. **Zanin B. Yu., Zverkov I. D., Kozlov V. V., Pavlenko A. M.** Vortex Structure of Separated Flows on Model Wings at Low Freestream Velocities. *Izvestiya Rossiiskoi Akademii Nauk. Mekhanika Zhidkosti i Gaza*, 2008, vol. 43, no. 6, pp. 113–120. (in Russ.)
15. **Pavlenko A. M., Zanin B. Yu., Katasonov M. M., Zverkov I. D.** Alteration of separated-flow structure achieved through a local action. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2010, vol. 17, no. 1, pp. 17–22. (in Russ.)
16. **Zanin B. Yu., Kozlov V. V., Pavlenko A. M.** Control of flow separation from a model wing at low Reynolds numbers. *Izvestiya Rossiiskoi Akademii Nauk, Mekhanika Zhidkosti i Gaza*, 2012, vol. 47, no. 3, pp. 132–140. (in Russ.)
17. **Pavlenko A. M., Zanin B. Yu., Katasonov M. M.** Investigations of a flow around the flying wing model at natural Reynolds numbers. *Vestnik NSU. Series: Physics*, 2015, vol. 10, no. 3, pp. 19–25. (in Russ.)
18. **Kornilov V. I.** Spatial near-wall turbulent flows in angular configurations. Novosibirsk, SB RAS Publ., 2013, 431 p. (in Russ.)

Информация об авторах

Александр Михайлович Павленко, кандидат физико-математических наук

WoS Researcher ID F-3263-2018

Scopus Author ID 26027565200

Антон Вячеславович Быков, магистрант 2-го курса

Борис Юрьевич Занин, доктор технических наук

Михаил Михайлович Катасонов, доктор физико-математических наук

Information about the Authors

Alexander M. Pavlenko, Candidate of Sciences (Physics and Mathematics)

WoS Researcher ID F-3263-2018

Scopus Author ID 26027565200

Anton V. Bykov, 2nd year Master's Student

Boris Yu. Zanin, Doctor of Technical Sciences

Mikhail M. Katasonov, Doctor of Sciences (Physics and Mathematics)

*Статья поступила в редакцию 21.01.2021;
одобрена после рецензирования 01.03.2021; принята к публикации 01.03.2021
The article was submitted 21.01.2021;
approved after reviewing 01.03.2021; accepted for publication 01.03.2021*