

Научная статья

УДК 532.526

DOI 10.25205/2541-9447-2022-17-4-72-86

Установление особенностей структуры течения в пограничном слое на модели летающего крыла

Александр Михайлович Павленко¹, Борис Юрьевич Занин²
Никита Сергеевич Алпацкий³, Елизавета Андреевна Мельник⁴

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

¹pavlenko@itam.nsc.ru, <https://orcid.org/0000-0002-0982-153X>

²zanin@itam.nsc.ru, <https://orcid.org/0000-0002-3707-1713>

³petrov1van2015@yandex.ru

⁴melnik1999e@mail.ru

Аннотация

В дозвуковой аэродинамической трубе было экспериментально изучено влияние углов скольжения и атаки на отрывную структуру обтекания модели летающего крыла трапециевидной формы. В ходе этого фундаментального исследования были получены картины визуализации пристенного течения на подветренной стороне крыла при углах атаки 0 и 18 градусов и при скорости набегающего потока 25 м/с. Впервые было показано, что постепенное увеличение угла скольжения крыла приводит к реструктуризации обтекания вплоть до исчезновения локальной или глобальной области отрыва на одной из консолей модели; на второй консоли отрыв сохраняется. Увеличение угла атаки стреловидного крыла приводило к развитию области отрыва: от локально-отрывного пузыря до срыва с передней кромки с возвратным течением и образованием пары крупномасштабных вихрей. Впервые на поверхности модели такого типа для каждого режима были обнаружены особые точки, установив в которые источники возмущения в виде конусов можно добиться существенного улучшения обтекания крыла.

Ключевые слова

Локально отрывной пузырь, глобальный срыв потока, трехмерный пограничный слой, трапециевидное летающее крыло, управление потоком, угол скольжения, угол атаки, вихри.

Источник финансирования

Работа была выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2021–2023 гг. (номер гос. регистрации: 121030500149-8). Работа выполнена с использованием оборудования ЦКП «Механика».

Для цитирования

Павленко А. М., Занин Б. Ю., Алпацкий Н. С., Мельник Е. А. Установление особенностей структуры течения в пограничном слое на модели летающего крыла // Сибирский физический журнал. 2022. Т. 17, № 4. С. 72–86. DOI 10.25205/2541-9447-2022-17-4-72-86

© Павленко А. М., Занин Б. Ю., Алпацкий Н. С., Мельник Е. А., 2022

ISSN 2541-9447

Сибирский физический журнал. 2022. Том 17, № 4

Siberian Journal of Physics, 2022, vol. 17, no. 4

Features of the Flow Structure in the Boundary Layer on the Flying Wing Model

Alexander M. Pavlenko¹, Boris Yu. Zanin²
Nikita S. Alpatskiy³, Elizaveta A. Melnik⁴

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

¹pavlenko@itam.nsc.ru, <https://orcid.org/0000-0002-0982-153X>

²zanin@itam.nsc.ru, <https://orcid.org/0000-0002-3707-1713>

³petrov1van2015@yandex.ru

⁴melnik1999e@mail.ru

Abstract

In a subsonic wind tunnel, the effect of slip and attack angles on the separation structure of the flow around the model of a trapezoidal flying wing was experimentally studied. In the course of this fundamental study, visualization patterns of a near-wall flow on the leeward side of the wing were obtained at the angles of attack of 0 and 18 degrees and oncoming flow velocity of 25 m/s. It was shown for the first time that gradual increase in slip angle of the wing leads to the restructuring of the flow, up to the disappearance of the local or global separation region on one of the consoles of the model. At the same time, on the second console, the separation is maintained. An increase in the angle of attack of the swept wing led to the development of a separation region: from a locally separated bubble to separation from the leading edge with a reverse flow and the formation of a pair of large-scale vortices. For the first time, singular points on the surface of the model for each mode have been found; by setting cone-shaped perturbation sources in these points one can achieve a significant improvement in the flow around the wing.

Keywords

local separation bubble, global stall, three-dimensional boundary layer, trapezoidal flying wing, flow control, slip angle, angle of attack, vortices

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 121030500149-8). The work was carried out using the Equipment Sharing Center “Mechanics” of ITAM SB RAS.

For citation

Pavlenko A. M., Zanin B. Yu., Alpatskiy N. S., Melnik E. A. Features of the Flow Structure in the Boundary Layer on the Flying Wing Model. *Siberian Journal of Physics*, 2022, vol. 17, no. 4, pp. 72–86. (in Russ.) DOI 10.25205/2541-9447-2022-17-4-72-86

Введение

Разработка летательных аппаратов тесно сопряжена с вопросами совершенствования обтекания на основании полученных исследователями новых фундаментальных знаний о физических процессах, происходящих при взаимодействии самолета с окружающим воздухом во время полета. Немаловажно изучение физических явлений, имеющих место на крыле при различных углах атаки и скольжения: течения в присоединенном пограничном слое на поверхности крыла, многообразия отрывных течений, возникающих в диапазоне от малых до больших углов атаки, в том числе отрыва турбулентного пограничного слоя и срыва потока с передней кромки крыла. Отрыв потока – это физическое явление, возникающее при движении газов или жидкостей над твердой поверхностью или, наоборот, при движении тела в неподвижной жидкости или газе, которое заключается в том, что поток перестает двигаться вдоль поверхности и отходит от нее [1]. Факторы, приводящие к возникновению отрыва потока, – вязкость и изменение давления вдоль гладкой поверхности. Из-за них происходит замедление течения жидкости или газа с последующим увеличением пограничного слоя ниже по течению и формированием возвратного течения. В результате этих процессов происходит вынос заторможенной в пограничном слое жидкости (газа) во внешнее течение, и пограничный слой отесняется от тела. В качестве примера можно привести обтекание крыла самолета, где эти условия реализуют-

ся. Выпуклая форма верхней поверхности крыла способствует появлению неблагоприятного градиента давления и отрыва потока за точкой перегиба профиля. Областью отрыва стационарного двумерного течения принято называть место на поверхности, где градиент скорости в направлении, перпендикулярном стенке, равен нулю. В классической литературе по данной тематике отрыв потока во многих случаях является отрывом пограничного слоя [2].

Развитие малоразмерной авиации гражданского назначения за последние десятилетия привело к повышению конкуренции в сфере улучшения летных характеристик аппаратов такого класса для выполнения более сложных заданий [3–4]. Управление таким самолетом может осуществляться пилотом изнутри, удаленно с помощью оператора или с помощью программы управления (например, искусственного интеллекта) с заданным планом полета.

Существует большое количество компоновок таких самолетов. Одна из наиболее оптимальных – концепция «летающего крыла». Это летательный аппарат, у которого роль фюзеляжа играют крылья, внутри которых размещены все агрегаты, экипаж и полезная нагрузка [5]. Проводилось достаточно много исследований обтекания модели крыла такой компоновки. Так, в работах [6–9] было уделено много внимания изучению вихрей, генерируемых на передней кромке при разных углах скольжения.

Отрыв потока на крыле оказывает существенное влияние на аэродинамические характеристики летательных аппаратов [10]. В частности, снижается подъемная сила и увеличивается лобовое сопротивление. Вследствие изменения этих характеристик увеличивается расход топлива, уменьшается дальность полета, ухудшается устойчивость и управляемость летательного аппарата при определенных режимах. Отрывное обтекание крыла – явление крайне нежелательное и требующее устранения. Более того, из-за многообразия форм его существования не существует единого решения для проблемы воздействия на отрыв [11–14]. Выбор эффективного метода воздействия на определенный тип отрыва зависит от предварительного изучения вихревой структуры течения и ее восприимчивости к источникам возмущения. Именно поэтому исследования отрывных течений и возможностей управления обтеканием так важны на сегодняшний день. Во многом актуальны фундаментальные исследования локальных отрывных областей и глобального срыва потока, в том числе и для диапазона чисел Рейнольдса $Re = 10^5 - 10^6$. Этот диапазон характерен для малоразмерных летательных аппаратов. Описанные выше типы отрыва зависят от многих параметров: скорости полета, формы крыла, угла атаки и степени турбулентности набегающего потока. Также весьма актуален поиск методов воздействия на течение с целью уменьшения отрывной области либо полной ликвидации срыва.

Представленное исследование является частью большого экспериментального цикла фундаментальных работ по изучению отрывных течений и возможностей управления обтеканием на базовых моделях крыльев с учетом таких факторов, как скорость набегающего потока, углы атаки и скольжения, форма профиля крыла, степень турбулентности [15–21]. Глобальная научная проблема, на решение которой направлен проект, – проблема возникновения турбулентности в пристенных течениях. Основной задачей настоящей работы стало исследование отрывного обтекания модели крыла со стреловидной передней кромкой в зависимости от углов скольжения и атаки. Цель работы заключалась в подробном изучении отрывной структуры течения вблизи поверхности модели и идентификации типов отрыва при различных режимах. Также изучалась возможность управления обтеканием с помощью метода локального воздействия в особых точках на трапецевидной модели для устранения областей отрыва и увеличения зоны присоединенного течения.

Методика экспериментов

Все серии экспериментов по теме исследования были проведены в дозвуковой аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск). Эта установка относится к трубам замкнутого типа с закрытой

рабочей частью квадратного сечения $1 \times 1 \text{ м}^2$ и длиной 4 м [22]. Степень турбулентности в рабочей части составляет $\epsilon \approx 0,04 \%$ от набегающего потока. По качеству потока аэродинамическая труба Т-324 как минимум не уступает, а зачастую и превосходит лучшие зарубежные установки такого типа. В качестве экспериментальной модели использовалось деревянное крыло трапециевидной формы (рис. 1). На стадии подготовки к экспериментам модель шлифовалась, покрывалась несколькими слоями краски и полировалась для получения гидравлически гладкой поверхности. Была спроектирована и изготовлена державка с системой пространственного позиционирования крыла в рабочей части аэродинамической трубы (рис. 2).

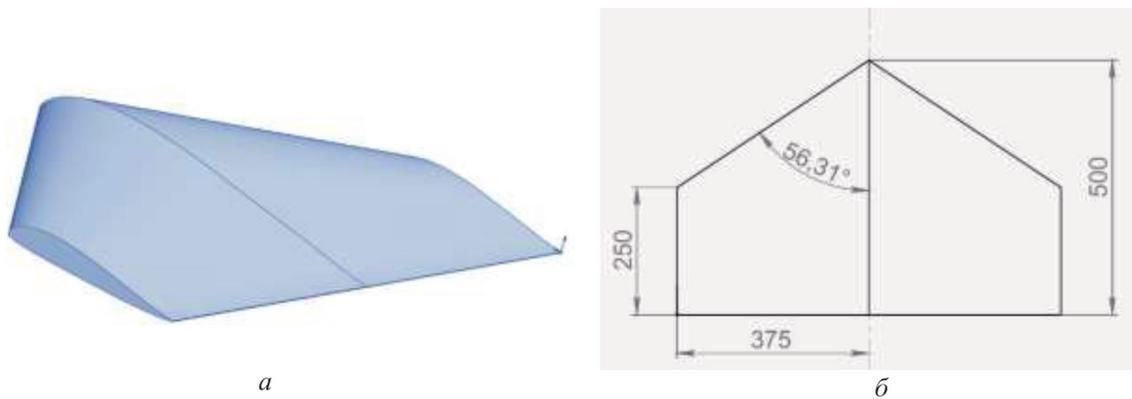


Рис. 1. Чертеж модели (а) и геометрические размеры в мм (б)
Fig. 1. Model drawing (a) and geometric dimensions in mm (b)



Рис. 2. Модель летающего крыла в рабочей части трубы
Fig. 2. Flying wing model in the test section of the wind tunnel

Исследования проводились в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \dots 18^\circ$ и углов скольжения $\beta = 0 \dots 30^\circ$. С помощью трубки Пито – Прандтля, которая была подключена к дифференциальному датчику давления Omega PX2650-10D5V, измерялось полное и статическое давление потока в рабочей части трубы. Точность измерения давления составила $\pm 1 \%$. По результатам измерения давления вычислялась скорость входящего потока. Представленные исследования были проведены при скорости потока $U_\infty = 25 \text{ м/с}$ (90 км/ч), которая была постоянна в течение всех серий экспериментов. Число Рейнольдса по средней хорде крыла составляло $Re = 6,2 \cdot 10^5$.

Основным способом получения экспериментальных данных была визуализация поверхностных линий тока методом «саже-масляных» покрытий. В данном случае этот термин

используется условно, так как применялась не сажа, а растворенный в керосине порошок двуокиси титана. Более подробно этот метод визуализации описан в работе [23]. Эта смесь наносилась на верхнюю часть модели летающего крыла и под воздействием набегающего потока в рабочей части аэродинамической трубы полностью высыхала. На поверхности проявлялась с высоким разрешением картина пристенного течения, которая давала представление об усредненных по времени предельных линиях тока. Таким образом, были получены данные о вихревой структуре обтекания крыла. Результаты визуализации фиксировались с помощью фотостудийного освещения и цифрового фотоаппарата Nikon D7500. В дальнейшем осуществлялась обработка фотографий, проводился анализ экспериментальных данных, строилась топология течения. Для изучения возможности управления вихревой структурой обтекания применялся метод локального воздействия в особых точках максимальной восприимчивости на поверхности модели. В качестве точечных источников возмущений выступали конусы (высотой 15 мм и с диаметром основания 8 мм) и ребра (высотой 6 мм и длиной около 70 мм).

Результаты исследований

Часть 1

Первая серия экспериментов была посвящена изучению влияния угла скольжения на вихревую структуру обтекания трапециевидной модели летающего крыла при нулевом угле атаки. На рис. 3 представлены полученные результаты визуализации и топология течения для каждого режима. Как известно, при обтекании крыльев с прямой передней кромкой формируются локально-отрывные пузыри на подветренной стороне [10]. При проведении данного эксперимента на модели со стреловидной передней кромкой было установлено наличие таких же локальных пузырей, которые распространяются вдоль передней кромки по всему размаху крыла (рис. 3, *a, б*). Наблюдается присоединенное течение на большей части поверхности модели. В работе [24] показано, что течение от передней кромки до пузыря полностью ламинарное. Затем происходит ламинарно-турбулентный переход над локально-отрывной областью. После области перехода течение становится полностью турбулентным. Необходимо отметить влияние на обтекание двух едва заметных шероховатостей высотой не более 0,5 мм, которые были случайным образом сформированы из порошка двуокиси титана в результате нанесения визуализационного раствора вблизи передней кромки. За этими шероховатостями сформировался и развился турбулентный след, внутри которого исчезла область локального отрыва ниже по течению на левой консоли. Можно констатировать, что с помощью нескольких миниатюрных источников возмущений, установленных вдоль передней кромки, можно добиться разрушения пузырей и присоединить течение на данной модели. Увеличение угла скольжения до значения $\beta = 15^\circ$ привело к нарушению симметрии структуры течения и деформации областей отрыва (рис. 3, *в, г*). Пузырь на левой консоли уменьшился в геометрических размерах по размаху крыла и сместился ниже по течению. Размеры пузыря на правой консоли практически не изменились, произошло его смещение в сторону передней кромки. По достижении угла скольжения $\beta = 30^\circ$ область локального отрыва полностью исчезла, и поток присоединился на левой части модели (рис. 3, *д, е*). Местоположение и размеры второго пузыря практически не претерпели изменений на правой части крыла.

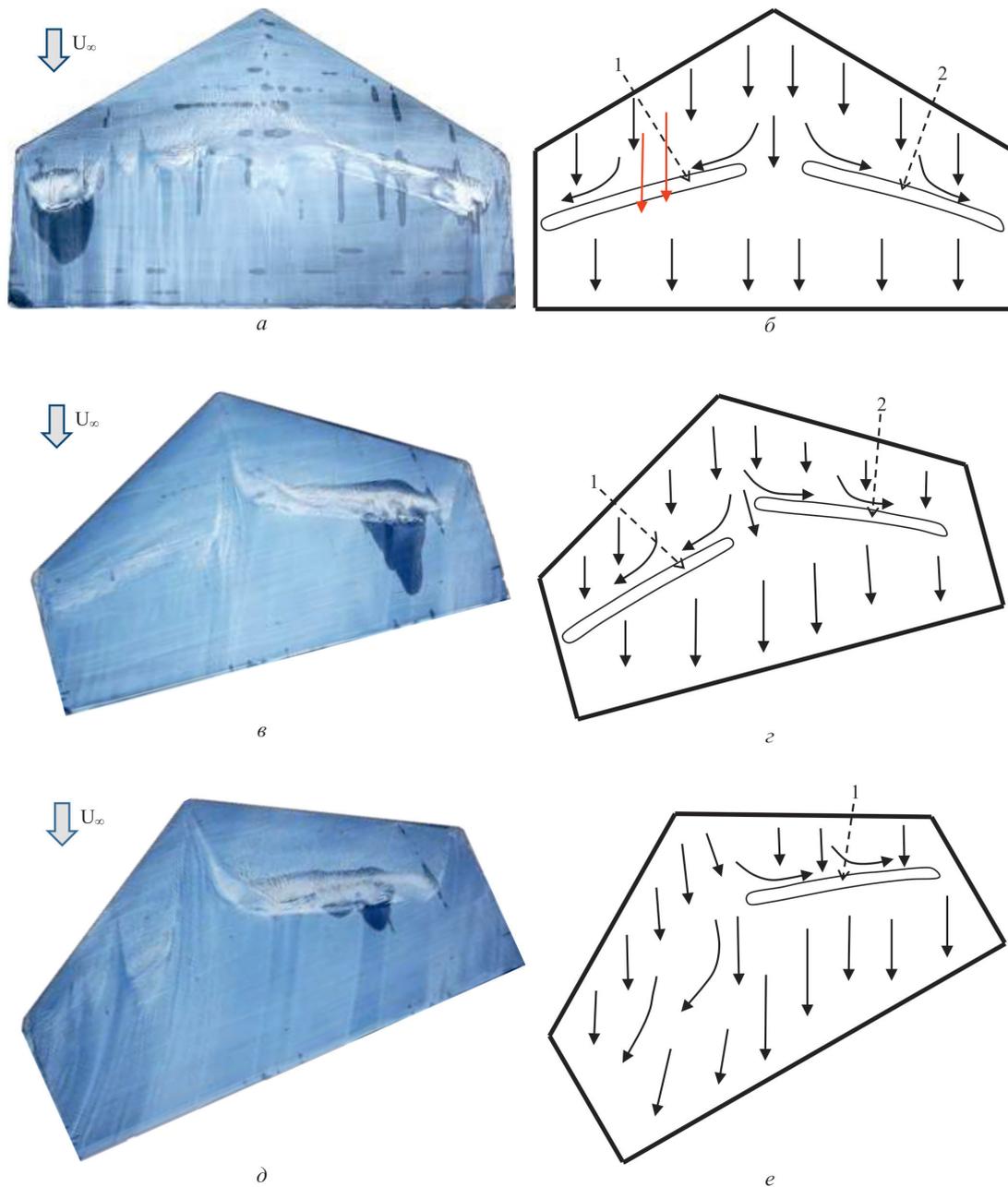


Рис. 3. Визуализация обтекания модели при угле атаки $\alpha = 0^\circ$ в зависимости от углов скольжения $\beta = 0^\circ$ (а), $\beta = 15^\circ$ (в), $\beta = 30^\circ$ (д) и топология течения при этих же режимах соответственно (б, г, е); 1 и 2 – локально-отрывные пузыри; красные стрелки – турбулентный след за шероховатостями

Fig. 3. Visualization of the model flow around at the angle of attack $\alpha = 0^\circ$ depending on the slip angles $\beta = 0^\circ$ (a), $\beta = 15^\circ$ (в), $\beta = 30^\circ$ (д) and topology of the flow under the same modes respectively (б, г, е); 1 and 2 – local separation bubbles; red arrows – turbulent trail behind roughness

Часть 2

Во второй серии экспериментов внимание было акцентировано на изучении возможности управления обтеканием трапециевидного крыла с помощью метода локального воздействия на нулевом угле атаки и углах скольжения $\beta = 0^\circ$, $\beta = 15^\circ$ и $\beta = 30^\circ$. Необходимо отметить отличие этого способа воздействия от метода, когда с помощью большого количества турбулизаторов, распределенных вдоль передней кромки, турбулизуется все течение. При локальном

воздействии достаточно установить от одного до четырех источников возмущений в точках максимальной восприимчивости для реорганизации вихревой структуры обтекания на всей модели.

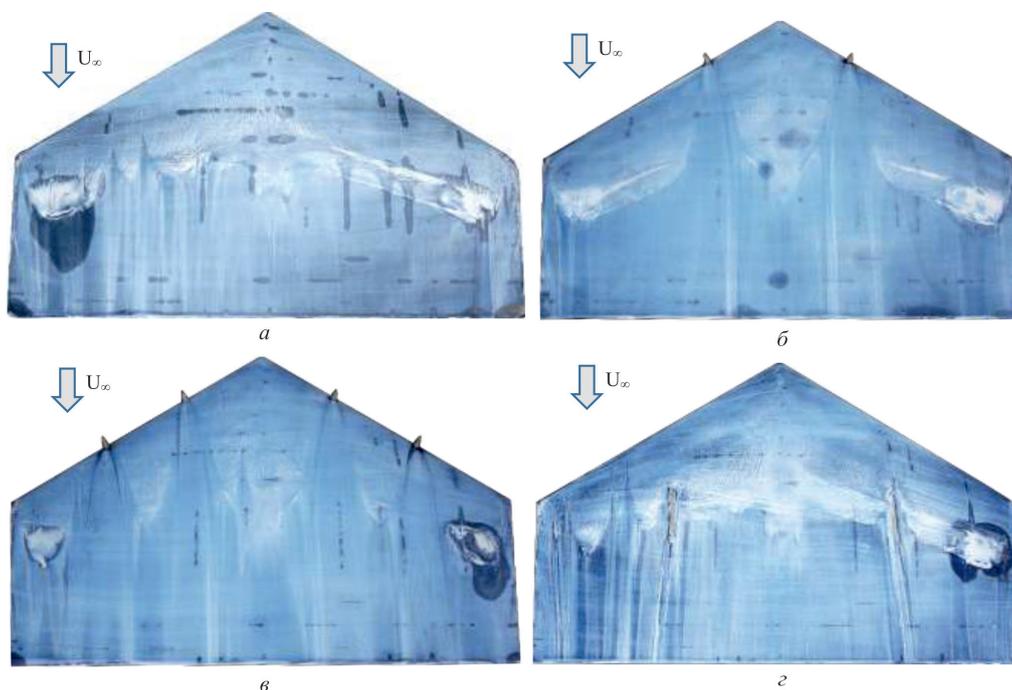


Рис. 4. Визуализация обтекания модели с источниками возмущений при угле атаки $\alpha = 0^\circ$ и угле скольжения $\beta = 0^\circ$
 Fig. 4. Visualization of the flow around the model with disturbance sources at the angle of attack $\alpha = 0^\circ$ and slip angle $\beta = 0^\circ$

На рис. 4 представлены результаты визуализации течения на крыле с точечными источниками возмущений, повернутым относительно входящего потока на угол скольжения $\beta = 0^\circ$. Установка двух конусов на расстоянии $1/3$ передней кромки от носика модели позволила присоединить поток в следе за ними и уменьшить локальные области отрыва приблизительно на 25 % (рис. 4, б). Воздействие четырех конусов, расположенных друг от друга на расстоянии $1/3$ передней кромки, позволило добиться уменьшения пузырей приблизительно на 60–70 % (рис. 4, в). Попытка повлиять на структуру обтекания, перегородив течение в поперечном направлении с помощью установки ребер внутрь области локального отрыва на $1/2$ размаха консоли, не увенчалась успехом (рис. 4, г). Размеры пузырей практически не изменились. Успешное воздействие с помощью ребер было показано в работе [16].

Воздействия точечными источниками возмущений при обтекании крыла, установленного на угол скольжения $\beta = 15^\circ$, привело к результатам, схожим (рис. 5) с описанными выше при $\beta = 0^\circ$. Два конуса, расположенные на расстоянии $2/3$ передней кромки от носика модели, позволили частично присоединить поток в следе за ними. Ширина самого следа стала значительно меньше (рис. 5, б) в сравнении со следом, продемонстрированным на рисунке 4, б. Эффект от четырех конусов позволил разбить область локального отрыва на шесть маленьких пузырей, которые сформировались между турбулентными следами от источников возмущений (рис. 5, в).

Затем угол скольжения был увеличен до $\beta = 30^\circ$ (рис. 6). Один конус, установленный на правой консоли модели, также уменьшил область отрыва приблизительно на 25–30 % (рис. 6, б). Второй конус не повлиял на структуру обтекания. Четыре конуса позволили уменьшить область отрыва на крыле приблизительно на 60 % (рис. 6, в). Наличие ребер не повлияло на пузырь на правой консоли (рис. 6, г).

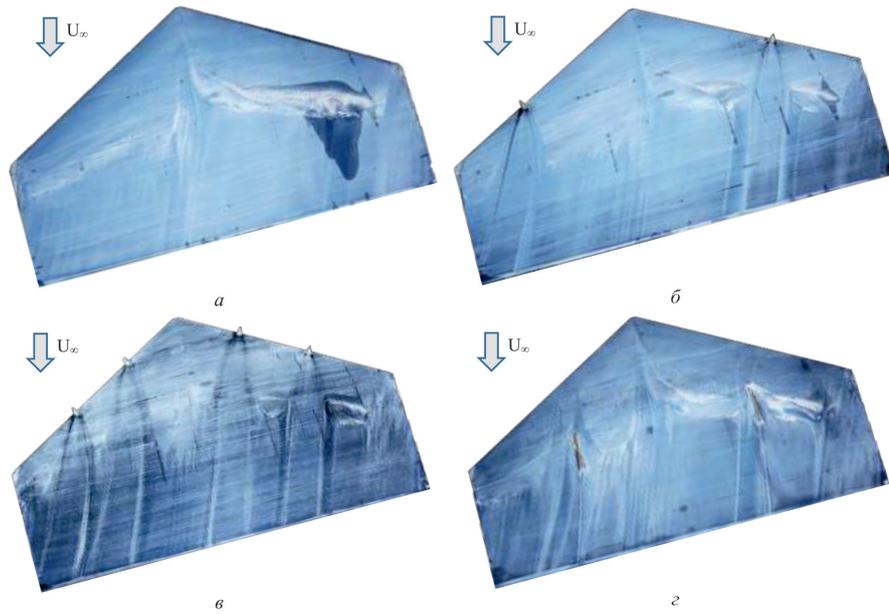


Рис. 5. Визуализация обтекания модели с источниками возмущений при угле атаки $\alpha=0^\circ$ и угле скольжения $\beta = 15^\circ$
 Fig. 5. Visualization of the flow around the model with disturbance sources at the angle of attack $\alpha = 0^\circ$ and slip angle $\beta = 15^\circ$

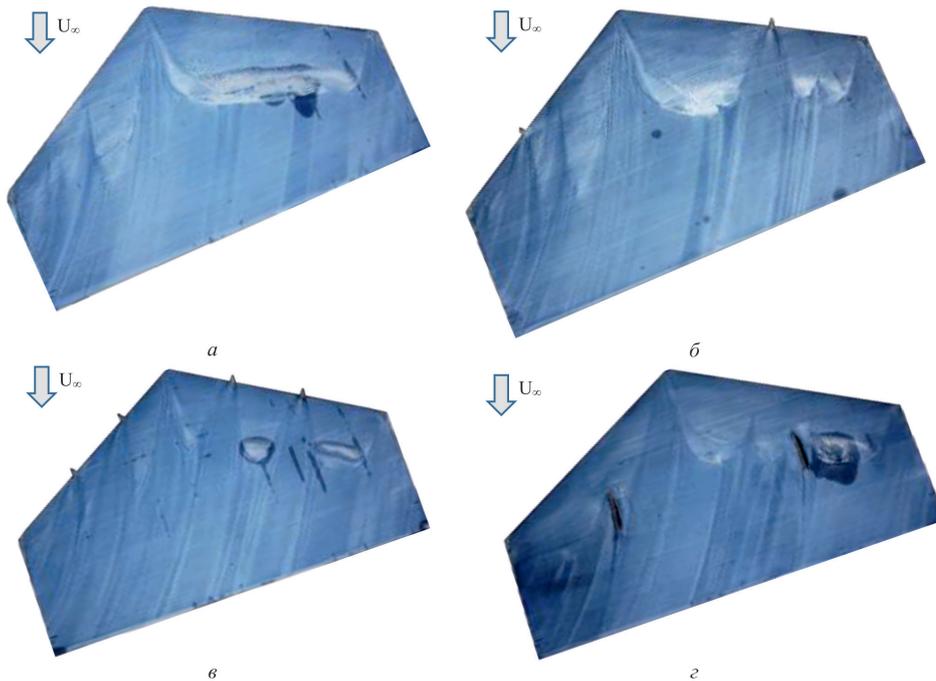


Рис. 6. Визуализация обтекания модели с источниками возмущений при угле атаки $\alpha = 0^\circ$ и угле скольжения $\beta = 30^\circ$
 Fig. 6. Visualization of the flow around the model with disturbance sources at the angle of attack $\alpha = 0^\circ$ and slip angle $\beta = 30^\circ$

Часть 3

В третьей серии экспериментов было изучено влияние угла скольжения на глобальный срыв потока с передней кромки при закритическом угле атаки $\alpha = 18^\circ$ (рис. 7). Так же, как и на пря-

мом крыле, в данном эксперименте при угле скольжения $\beta = 0^\circ$ на верхней поверхности трапециевидного крыла формируется пара крупномасштабных вихрей, вращающихся в противоположных направлениях (рис. 7, а, б). На четверти правой и левой консоли наблюдается возвратное течение, присоединенное только от носика до задней кромки вдоль оси симметрии модели на 1/2 всего размаха. Увеличение угла скольжения до значения $\beta = 15^\circ$ привело к существенному изменению картины отрывного обтекания (рис. 7, в, г). Произошло смещение фокусов вихрей. Фокус на левой консоли модели сместился выше по течению и находился возле передней кромки. Фокус вихря на правой консоли наоборот сместился к задней кромке. Наконец, увеличение угла скольжения до $\beta = 30^\circ$ позволило существенно уменьшить область отрыва и увеличить зону присоединенного течения приблизительно на 80 % (рис. 7, д, е). Остался только один фокус вихря, который расположился на 1/2 передней кромки на левой консоли.

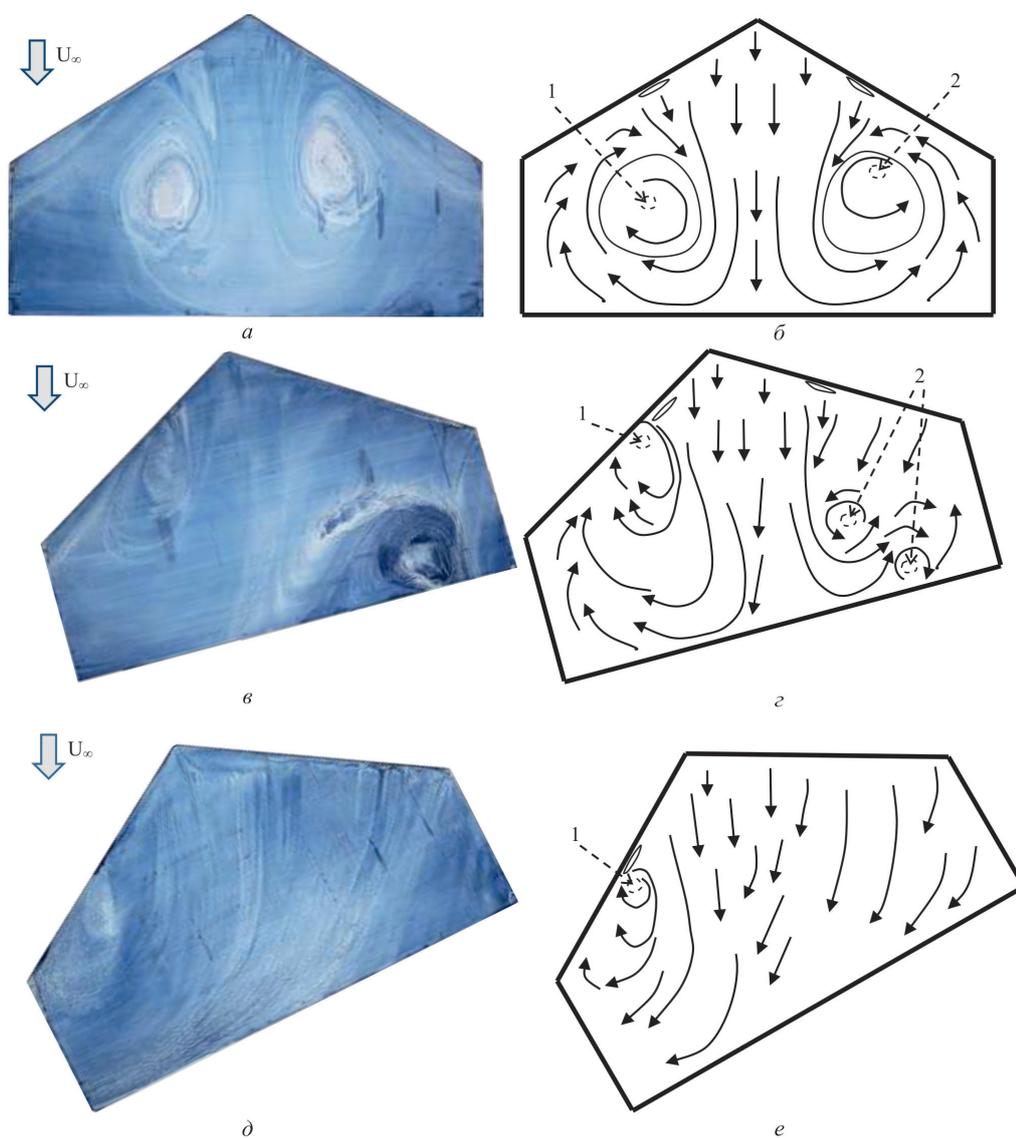


Рис. 7. Визуализация обтекания модели при угле атаки $\alpha = 18^\circ$ в зависимости от углов скольжения $\beta = 0^\circ$ (а), $\beta = 15^\circ$ (в), $\beta = 30^\circ$ (д) и топология течения при этих же режимах соответственно (б, г, е); 1 и 2 – фокусы вихрей

Fig. 7. Visualization of the flow around the model at the angle of attack $\alpha = 18^\circ$ depending on the slip angles $\beta = 0^\circ$ (а), $\beta = 15^\circ$ (в), $\beta = 30^\circ$ (д) and topology of the flow under the same modes respectively (б, г, е); 1 and 2 – vortex foci

Часть 4

В заключительной серии экспериментов изучалась возможность управления вихревой структурой обтекания методом локального воздействия при закритическом угле атаки $\alpha = 18^\circ$ и углах скольжения $\beta = 0^\circ$, $\beta = 15^\circ$ и $\beta = 30^\circ$. В режиме обтекания при угле скольжения $\beta = 0^\circ$ максимального эффекта удалось достичь при установке двух конусов на расстоянии 46 мм от боковых кромок модели (рис. 8, б). Фокусы крупномасштабных вихрей сместились также в сторону боковых кромок, за счет чего увеличилась общая площадь присоединенного течения на всей поверхности крыла. Установка четырех конусов с шагом 1/3 передней кромки (рис. 8, в) и двух ребер на 1/4 и 3/4 размаха (рис. 8, з) не позволила изменить область отрыва.

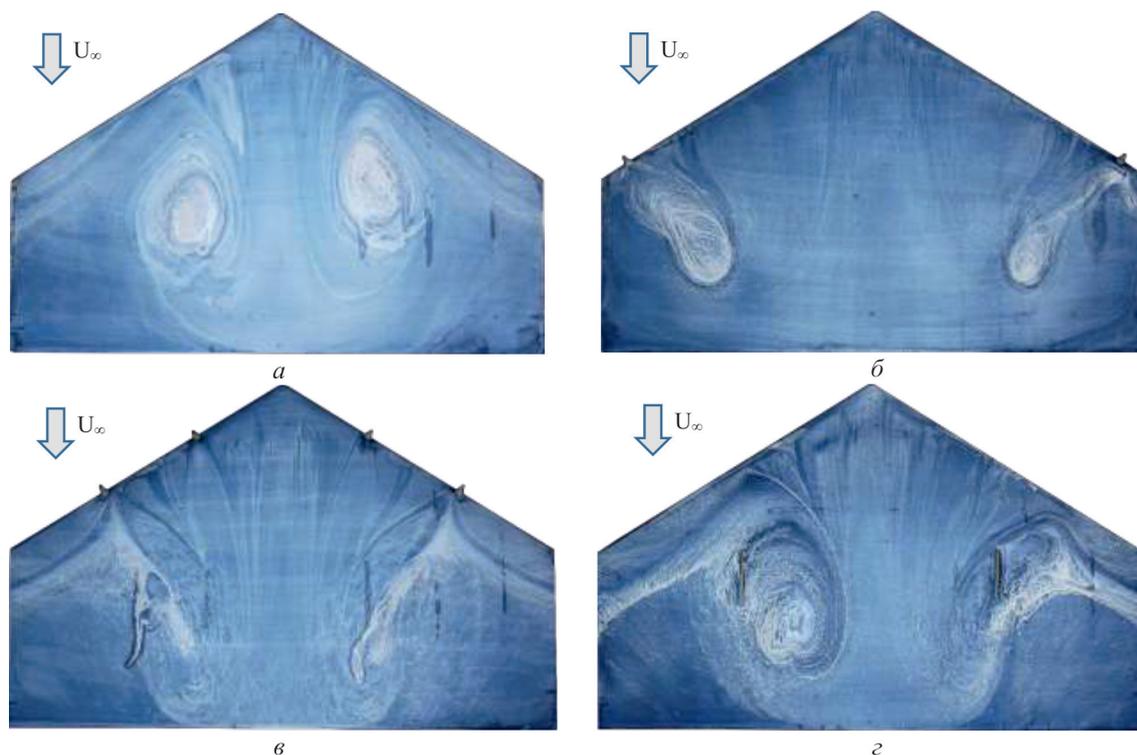


Рис. 8. Визуализация обтекания модели с источниками возмущений при угле атаки $\alpha = 18^\circ$ и угле скольжения $\beta = 0^\circ$

Fig. 8. Visualization of the flow around the model with disturbance sources at the angle of attack $\alpha = 18^\circ$ and slip angle $\beta = 0^\circ$

Были обнаружены точки максимальной восприимчивости на расстоянии 82 мм от боковых кромок модели при режиме обтекания с углом скольжения $\beta = 15^\circ$. Установка конусов в эти точки позволила сместить один фокус крупномасштабного вихря ближе к левой боковой кромке и существенно уменьшить в размерах вихрь на правой консоли (рис. 9, б). Установка четырех конусов на расстоянии 1/3 передней кромки друг от друга (рис. 9, в) повлияла на вихри достаточно слабо.

При режиме обтекания с углом скольжения $\beta = 30^\circ$, установив конусы на расстоянии 82 мм от боковых кромок, можно сместить фокус вихря и увеличить зону присоединенного течения (рис. 10, б). Установка четырех конусов с шагом 1/3 передней кромки (рис. 10, в) наоборот не позволила изменить вихревую структуру обтекания.

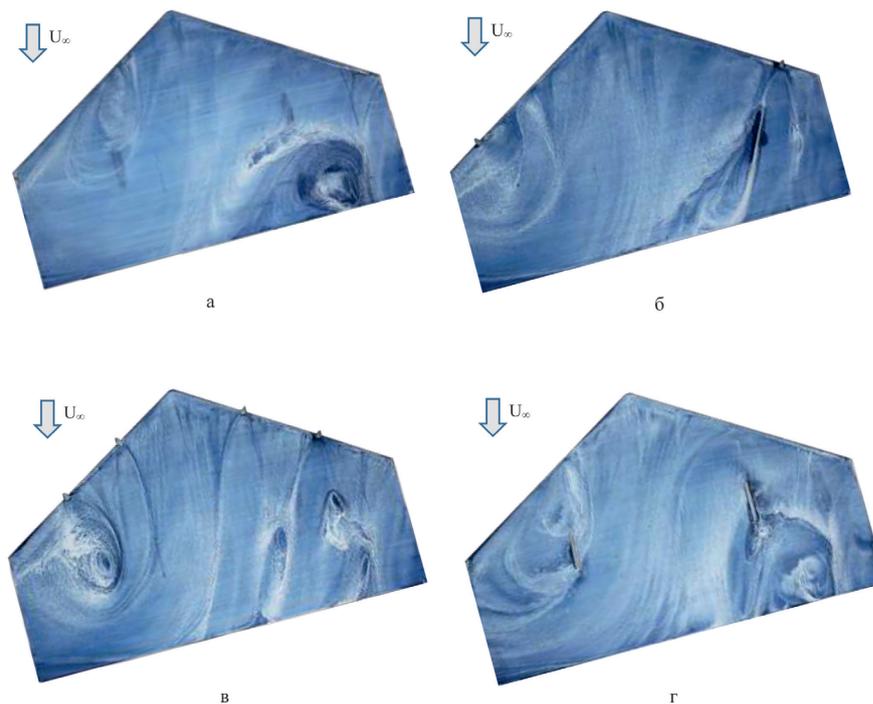


Рис. 9. Визуализация обтекания модели с источниками возмущений при угле атаки $\alpha = 18^\circ$ и угле скольжения $\beta = 15^\circ$

Fig. 9. Visualization of the flow around the model with disturbance sources at the angle of attack $\alpha = 18^\circ$ and slip angle $\beta = 15^\circ$

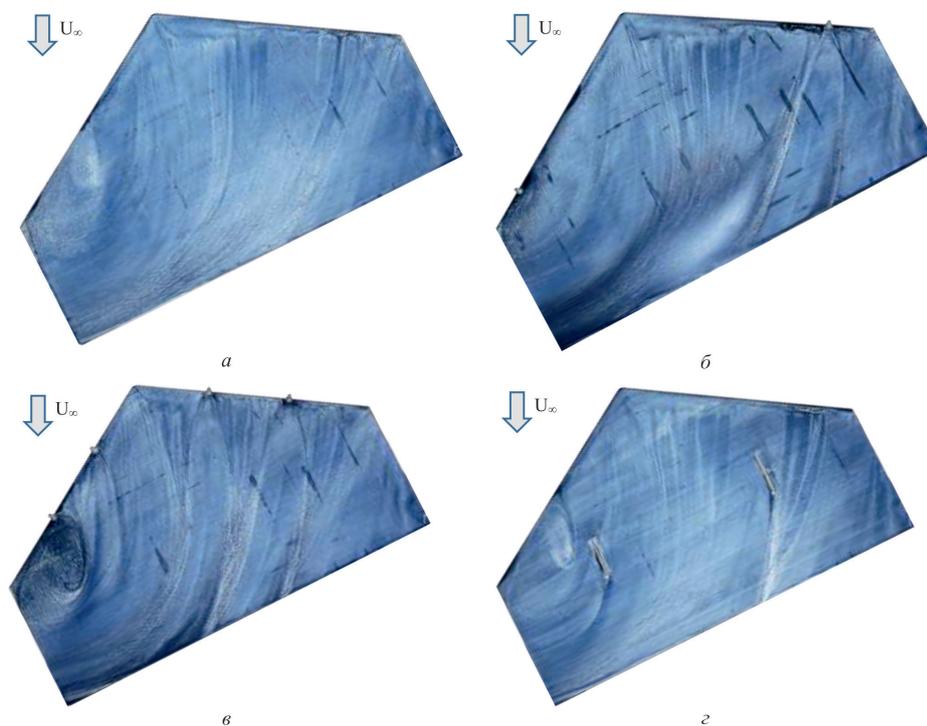


Рис. 10. Визуализация обтекания модели с источниками возмущений при угле атаки $\alpha = 18^\circ$ и угле скольжения $\beta = 30^\circ$

Fig. 10. Visualization of the flow around a model with disturbance sources at an angle of attack $\alpha = 18^\circ$ and a slip angle $\beta = 30^\circ$

Выводы

Были проведены экспериментальные исследования влияния углов скольжения и атаки на отрывную структуру обтекания трапециевидной модели летающего крыла в дозвуковой аэродинамической трубе. Получены картины визуализации пристенного течения на подветренной стороне крыла при углах атаки $\alpha = 0^\circ$ и $\alpha = 18^\circ$ в диапазоне углов скольжения $\beta = 0 \dots 30^\circ$ и при скорости набегающего потока 25 м/с. В режимах обтекания при угле атаки $\alpha = 0^\circ$ было показано, что постепенное увеличение угла скольжения модели от $\beta = 0^\circ$ до $\beta = 30^\circ$ приводит к деформации структуры обтекания вплоть до исчезновения локально-отрывного пузыря на одной из консолей модели. При этом на второй консоли область отрыва практически не претерпевала изменений и оставалась в своем первоначальном положении. Было обнаружено, что расположив единичный конус вблизи передней кромки перед пузырем, можно частично устранить область отрыва и присоединить поток в следе за выступом. Влияние от четырех выступов, расположенных на расстоянии $1/3$ передней кромки друг от друга, позволило уменьшить область отрыва приблизительно на 60 % при вышеописанных режимах обтекания модели. Увеличение угла атаки стреловидного крыла от $\alpha = 0^\circ$ до критического $\alpha = 18^\circ$ приводило к эволюции области отрыва от локально-отрывного пузыря до срыва с передней кромки с формированием возвратного течения и образованием пары крупномасштабных вихрей. Было установлено, что при угле атаки $\alpha = 18^\circ$ постепенное увеличение угла скольжения модели крыла от $\beta = 0^\circ$ до $\beta = 30^\circ$ приводило к изменению структуры области глобального отрыва и увеличению области присоединенного течения до 80 %. Были обнаружены места максимальной восприимчивости течения для каждого отрывного режима обтекания при $\alpha = 18^\circ$. Установка в этих местах источников возмущения в виде конусов может позволить добиться существенного улучшения обтекания модели крыла. Было показано, что конусы, расположенные на расстоянии 82 мм от боковых кромок, влияли на вихревую структуру обтекания выше по течению на левой консоли модели крыла при $\beta = 15^\circ$ и $\beta = 30^\circ$. Это влияние приводило к смещению крупномасштабного вихря ближе к выступу и уменьшению области отрыва.

Список литературы

1. **Чжен П.** Отрывные течения. Т. 1. М.: Мир, 1972. 300 с.
2. **Шлихтинг Г.** Теория пограничного слоя. М.: Наука, Физматлит, 1969. 744 с.
3. **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
4. **Зверков И. Д., Крюков А. В., Грек Г. Р.** Перспективы исследований в области малоразмерных летательных аппаратов (обзор) // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2014. Т. 9, № 2. С. 95–115. DOI 10.54362/1818-7919-2014-9-2-95-115
5. **Свищёв Г. П.** Авиация. Энциклопедия. Москва, 1994. 736 с.
6. **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.
7. **Gursul I.** Vortex flows on UAVs: Issues and challenges // *Aeronaut J*. 2004. Vol. 108. Pp. 597–610.
8. **Gad-el-Hak M., Blackwelder Ron F.** The discrete vortices from a delta wing // *AIAA Journal*. 1985. Vol. 23(6). Pp. 961–962.
9. **Shields M. Mohseni K.** Inherent stability modes of low-aspect-ratio wings // *J. Aircr.* 2015. Vol. 52. Pp. 141–155.
10. **Занин Б. Ю., Козлов В. В.** Вихревые структуры в дозвуковых отрывных течениях. Новосибирск, 2011. 116 с.
11. **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.

12. **Seshagiri A., Cooper E., Traub L. W.** Effects of vortex generators on an airfoil at low Reynolds numbers // *J. Aircraft*. 2009. Vol. 46, № 1. Pp. 116–122.
13. **Prince S. A., Krodagolian V.** Low-speed static stall suppression using steady and pulsed air-jet vortex generators // *AIAA Journal*. 2011. Vol. 49, № 3. Pp. 642–652.
14. **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. № 1. Pp. 191–199.
15. **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, Вып. 1. С. 10–18.
16. **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.
17. **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.
18. **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.
19. **Pavlenko A. M., Zanin B. Yu., Katasonov M. M.** Flow around a small-sized UAV model in a turbulent trace // *Proc. of 19 Int. Conf. on the Methods of Aerophys. Research (ICMAR2018): AIP Conference Proceedings*. 2018. Vol. 2027. Art. 040004. DOI 10.1063/1.5065278
20. **Pavlenko A. M., Zanin B. Yu., Bykov A. V., Katasonov M. M.** Flow around the wing models with straight and swept leading edge in case of contact with turbulent wake // *Journal of Physics: Conference Series : XXXV Siberian Thermophysical Seminar*. S. 1. IOP Publishing, 2019. Vol. 1382. Art. 012030. DOI 10.1088/1742-6596/1382/1/012030
21. **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
22. **Багаев Г. И., Голов В. К., Медведев Г. В., Поляков Н. Ф.** Аэродинамическая труба малых скоростей Т-324 с пониженной степенью турбулентности // *Аэрофизические исследования*. 1972. Вып. 1. С. 5–8.
23. **Корнилов В. И.** Пространственные пристенные турбулентные течения в угловых конфигурациях // *Новосибирск: Изд-во СО РАН*, 2013. С. 431.
24. **Pavlenko A. M., Zanin B. Yu., Katasonov M. M.** “Laminar-turbulent transition on the flying wing model,” in *18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research, AIP Conference Proceedings 1770*, edited by V. M. Fomin (American Institute of Physics, Melville, NY, 2016), pp. 030060. DOI 10.1063/1.4964002

References

1. **Chang P. K.** Separation of Flow. Pergamon Press, New York, 1970, 796 p.
2. **Schlichting H., Klaus G.** Boundary-Layer Theory. Springer, Berlin, 2017, 805 p.
3. **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
4. **Zverkov I. D., Krukov A. V., Grek G. R.** Prospects of studies in region of low-sized aircraft (review). *Vestnik NSU. Series: Physics*, 2014, vol. 9, no. 2, pp. 95–115 (in Russ.). DOI: 10.54362/1818-7919-2014-9-2-95-115
5. **Svishchev G. P.** Aviation. Encyclopedia. Moscow, 1994. 736 p. (in Russ.).
6. **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.

7. Gursul I. Vortex flows on UAVs: Issues and challenges. *Aeronaut J.*, 2004, vol. 108, pp. 597–610.
8. **Gad-el-Hak M., Blackwelder Ron F.** The discrete vortices from a delta wing. *AIAA Journal*, 1985, vol. 23(6), pp. 961–962.
9. **Shields M. Mohseni K.** Inherent stability modes of low-aspect-ratio wings. *J Aircr.*, 2015, vol. 52, pp. 141–155.
10. **Zanin B. Yu., Kozlov V. V.** Vortex structures in subsonic separated flows. Novosibirsk, 2011. 116 p.
11. **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.
12. **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.
13. **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.
14. **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.
15. **Zanin B. Yu., Zverkov I. D., Kozlov V. V., Pavlenko A. M.** On new control methods for subsonic separated flows. *Vestnik of Novosibirsk State University. Series: Physics*, 2007, vol. 2, no. 1, pp. 10–18.
16. **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, iss. 1, pp. 17–22.
17. **Zanin B. Yu., Kozlov V. V., Pavlenko A. M.** *Izvestiya Rossiiskoi Akademii Nauk, Mekhanika Zhidkosti I Gaza*, 2012, vol. 47, no. 3, pp. 132–140.
18. **Pavlenko A. M., Zanin B. Yu., Katasonov M. M.** Investigations of a flow around the flying wing model at natural Reynolds numbers. *Vestnik of Novosibirsk State University. Series: Physics*, 2015, vol. 10, no. 3, pp. 19–25.
19. **Pavlenko A. M., Zanin B. Yu., Katasonov M. M.** Flow around a small-sized UAV model in a turbulent trace. Proc. of 19 Int. Conf. on the Methods of Aerophys. Research (ICMAR2018): AIP Conference Proceedings, 2018. Vol. 2027, art. 040004, 7 p. DOI 10.1063/1.5065278
20. **Pavlenko A. M., Zanin B. Yu., Bykov A. V., Katasonov M. M.** Flow around the wing models with straight and swept leading edge in case of contact with turbulent wake. Journal of Physics: Conference Series : XXXV Siberian Thermophysical Seminar. S.I. IOP Publishing, 2019. Vol. 1382. Art. 012030. 6 p. DOI 10.1088/1742-6596/1382/1/012030
21. **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
22. **Bagaev G. I., Golov V. K., Medvedev G. V., Polyakov N. F.** T-324 Low Speed Wind Tunnel with Reduced Turbulence. *Aerophysical Research*, 1972. iss. 1, pp. 5–8. (in Russ.).
23. **Kornilov V. I.** Spatial near-wall turbulent flows in angular configurations. Novosibirsk: Publishing house of the SB RAS, 2013. 431 p.
24. **Pavlenko A. M., Zanin B. Yu., Katasonov M. M.** Laminar-turbulent transition on the flying wing model. In: 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research, AIP Conference Proceedings 1770; Ed. by V. M. Fomin (American Institute of Physics, Melville, NY, 2016), p. 030060. DOI 10.1063/1.4964002

Информация об авторах

Павленко Александр Михайлович, кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник
WoS Researcher ID F-3263-2018
Scopus Author ID 26027565200

Занин Борис Юрьевич, доктор технических наук, ведущий научный сотрудник

Алпачкий Никита Сергеевич, магистрант 2-го курса факультета летательных аппаратов НГТУ, лаборант

Мельник Елизавета Андреевна, магистрант 2-го курса факультета летательных аппаратов НГТУ, лаборант

Information about the Authors

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

WoS Researcher ID F-3263-2018

Scopus Author ID 26027565200

Zanin Boris Yurievich, Doctor of Technical Sciences, Leading Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

Alpatskiy Nikita Sergeevich, 2nd year Master's Student of the Faculty of Aircraft NSTU, laboratory assistant, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

Melnik Elizaveta Andreevna, 2nd year Master's Student of the Faculty of Aircraft NSTU, laboratory assistant, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

*Статья поступила в редакцию 08.12.2022; одобрена после рецензирования 02.02.2023;
принята к публикации 02.02.2023*

*The article was submitted 08.12.2022; approved after reviewing 02.02.2023;
accepted for publication 02.02.2023*