

А. М. Павленко, Б. Ю. Занин, М. М. Катасонов

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

pavlyenko@gmail.com

ИССЛЕДОВАНИЯ ОБТЕКАНИЯ МОДЕЛИ ЛЕТАЮЩЕГО КРЫЛА ПРИ НАТУРНЫХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА

В аэродинамической трубе малых дозвуковых скоростей проведены исследования структуры течения на поверхности модели самолета, относящегося к категории малоразмерных беспилотных летательных аппаратов. С помощью визуализации методом жидкой пленки получены данные об особенностях обтекания модели при различных углах атаки. Показана эволюция вихревых картин течения в областях отрыва пограничного слоя и при изменении режима обтекания. Также исследовалась возможность управления обтеканием и уменьшения зон отрыва потока на поверхности крыла с помощью выступов в виде конусов.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, пограничный слой, отрыв, управление обтеканием.

Введение

Летающим крылом называется самолет, у которого роль фюзеляжа играет крыло, в котором размещены все агрегаты, экипаж и полезная нагрузка [1]. Обычно такой самолет имеет форму, близкую к трапеции, со стреловидной передней кромкой. Горизонтальное хвостовое оперение у него отсутствует. Самолеты такой схемы разрабатывались и строились в середине прошлого века. В основном это были большие многомоторные самолеты с размахом крыла в несколько десятков метров. Широкого распространения они не получили, и сейчас производятся только единичные экземпляры. Однако появились новые типы летательных аппаратов, выполненные по схеме летающего крыла. Это малоразмерные беспилотные летательные аппараты, с размахом крыла несколько десятков сантиметров, т. е. они в 100 раз меньше своих предшественников. Летают эти аппараты на небольшой дозвуковой скорости, сравнимой со скоростью автомобиля. Их появление связано с бурным развитием беспилотной авиации, которая включает в

себя весь набор летательных аппаратов – от миниатюрных до гигантских. В этом ряду свое место занимают самолеты, похожие на ту модель, которая использовалась в наших экспериментах. Поэтому исследования обтекания малоразмерных моделей схемы «летающее крыло» стали сейчас весьма актуальными, так как появились реальные летательные аппараты, имеющие такую же форму и такие же размеры [2].

Эксперименты проводились в малотурбулентной аэродинамической трубе, которая имеет рабочую часть шириной и высотой 1 м. Вследствие малых размеров беспилотных аппаратов их можно устанавливать в рабочую часть целиком, в реальном виде. Нет необходимости изготавливать уменьшенные модели, как это делается для больших самолетов. Кроме того, летают эти аппараты на малых дозвуковых скоростях – в том же диапазоне скоростей, в котором работает аэродинамическая труба. Это дает возможность изучать обтекание аппаратов при их реальных размерах и реальных скоростях полета, т. е. при натуральных числах Рейнольдса. Таким образом, обеспечивается

динамическое подобие течений в полете и в аэродинамической трубе, влияние сил трения и инерции на картину течения будет идентичным [3].

Основной целью экспериментов было изучение с помощью визуализации структуры течения на поверхности крыла при различных условиях обтекания. В данной работе продемонстрированы картины течения при малых углах атаки, когда на крыле существует так называемый отрывной пузырь, и также была зафиксирована постепенная перестройка течения при увеличении угла атаки вплоть до срыва потока. Ранее подобная визуализация проводилась на моделях прямых и стреловидных крыльев, она показала образование крупномасштабных парных вихрей над поверхностью крыла и их восприимчивость к внешним воздействиям [4–6]. В настоящей работе показано, как отличается от предыдущих результатов обтекание тела в форме летающего крыла.

Методика экспериментов

Эксперименты проводились в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ им. С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск). Эта труба замкнутого типа имеет закрытую рабочую часть квадратного сечения 1×1 м и длину 4 м, с уровнем турбулентности потока менее 0,04 %. Предназначена для экспериментов при малых дозвуковых скоростях потока – примерно 70 м/с.

В экспериментах использовалась модель летающего крыла, изготовленная из дерева и покрытая лаком. Фотография модели и ее схема при виде сверху показаны на рис. 1.

Размах крыла составляет 752 мм, максимальная хорда – 499 мм. Угол стреловидности передней кромки 112° . Модель устанавливалась в рабочую часть аэродинамической трубы на специальную державку, сконструированную таким образом, чтобы можно было изменять угол атаки крыла. Проводилось несколько серий экспериментов, в которых модель устанавливалась при различных углах атаки. Скорость потока составляла 25 м/с (90 км/ч), число Рейнольдса по средней хорде крыла $Re = 6,2 \cdot 10^5$. Такая величина скорости потока характерна для реального полета подобного аппарата в атмосфере. Таким образом, эксперименты были проведены при натуральных (полетных) числах Рейнольдса.

Данные о характере обтекания модели крыла получены с помощью визуализации поверхностных линий тока методом «саже-масляных» покрытий. Этот термин здесь употребляется условно, поскольку в реальности использовалась не сажа, а порошок двуокиси титана, смешанный с керосином. Метод, описанный наряду с другими способами визуализации в работе [7], состоит в следующем: верхняя поверхность модели крыла покрывается раствором, затем крыло устанавливается в рабочую часть аэродинамической трубы и оставляется там под воздействием набегающего потока до полного высыхания раствора. При обтекании потоком воздуха крыла смесь засыхала и проявлялась четкая, усредненная по времени картина пристенного течения. После проведения эксперимента картины течения фотографируются. Образовавшаяся картина дает представление о предельных линиях тока на поверхности крыла.

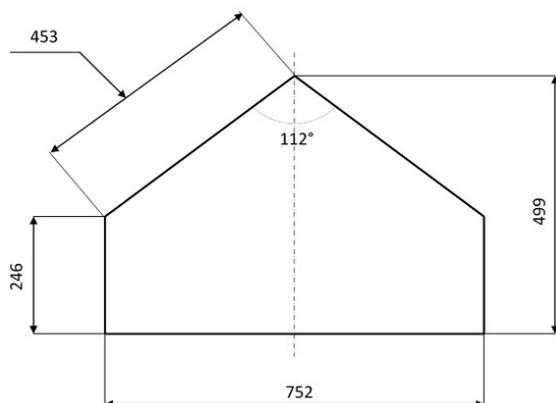


Рис. 1. Схема и фотография модели крыла

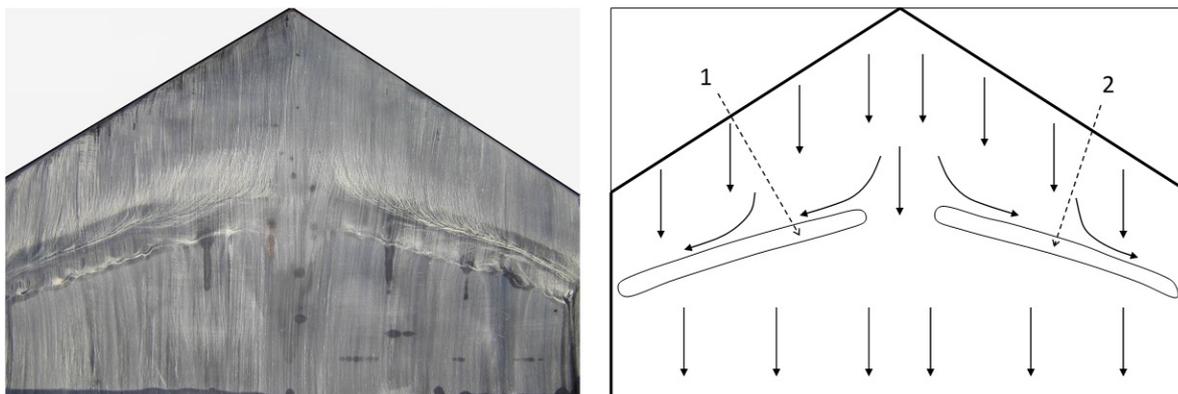


Рис. 2. Картина течения при угле атаки 0° (1 и 2 – ламинарные отрывные пузыри)

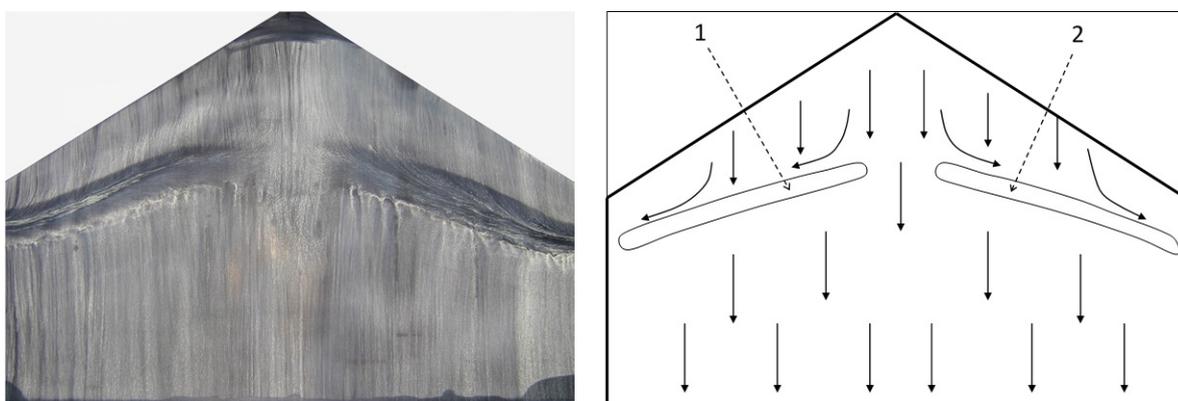


Рис. 3. Картина течения при угле атаки 5° (1 и 2 – ламинарные отрывные пузыри)

Кроме структуры течения на поверхности крыла, изучались возможности управления обтеканием методом локального воздействия. Для осуществления такого воздействия на крыло устанавливались отдельные выступы в форме конуса или миниатюрного ребра-перегородки. Размещая эти элементы в различных местах на поверхности крыла, можно было судить, насколько эффективно они воздействуют на обтекание. Главной целью был поиск возможностей устранения отрыва пограничного слоя на поверхности крыла или хотя бы уменьшения размера зоны отрыва.

Результаты экспериментов

На рис. 2 показаны результаты визуализации, полученные при нулевом угле атаки модели летающего крыла. На этом же рисунке представлена схема течения на поверхности крыла. Набегающий поток направлен сверху вниз. Видно, что от передней кромки до центральной части крыла линии тока параллельны направлению набегающего пото-

ка. Далее на правой и левой частях крыла образовались ламинарные отрывные пузыри в виде широких полос, перед которыми линии тока изменяют направление и отклоняются от центра к краям модели. Картина течения симметрична. Перед пузырями происходит растекание потока в поперечном направлении. Позади пузырей восстанавливается прямолинейное течение в сторону задней кромки модели крыла. Такая картина течения с образованием отрывных пузырей хорошо известна по результатам экспериментов на моделях прямых крыльев при малых дозвуковых скоростях потока [8]. В этом случае течение в пограничном слое перед пузырем является ламинарным. Переход к турбулентности происходит над пузырем, и позади пузыря пограничный слой является турбулентным. В нашем случае оказалось, что на крыле со стреловидной передней кромкой реализуется такой же вариант обтекания.

Затем модель крыла была установлена под углом атаки $\alpha = 5^\circ$. Полученная картина течения показана на рис. 3. На поверхности

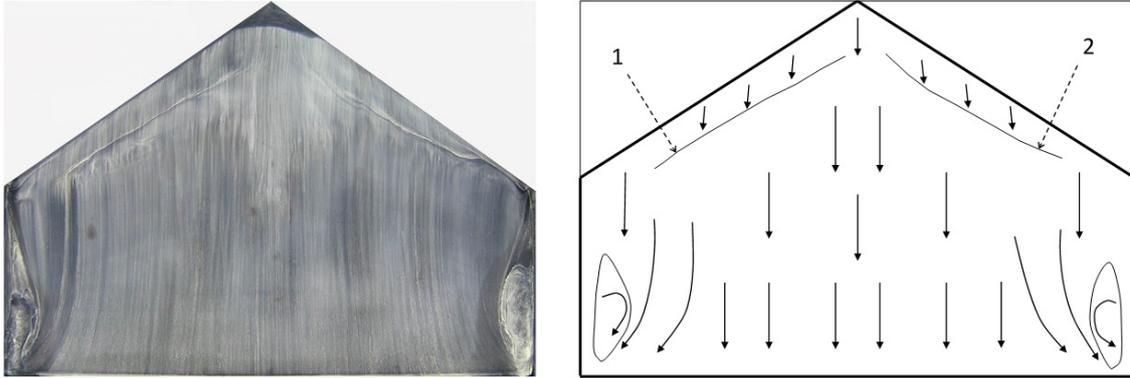


Рис. 4. Картина течения при угле атаки 10° (1 и 2 – линии растекания)

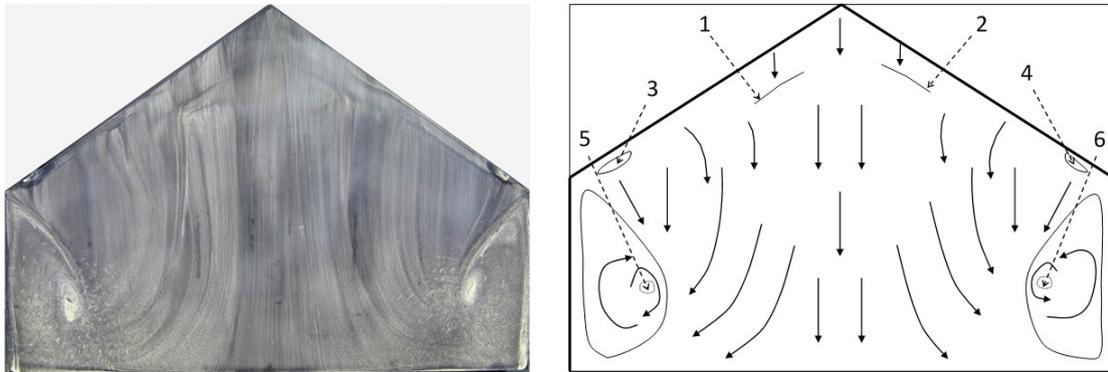


Рис. 5. Картина течения при угле атаки 14°
(1 и 2 – линии растекания, 3 и 4 – локальные отрывные области, 5 и 6 – ядра крупномасштабных вихрей)

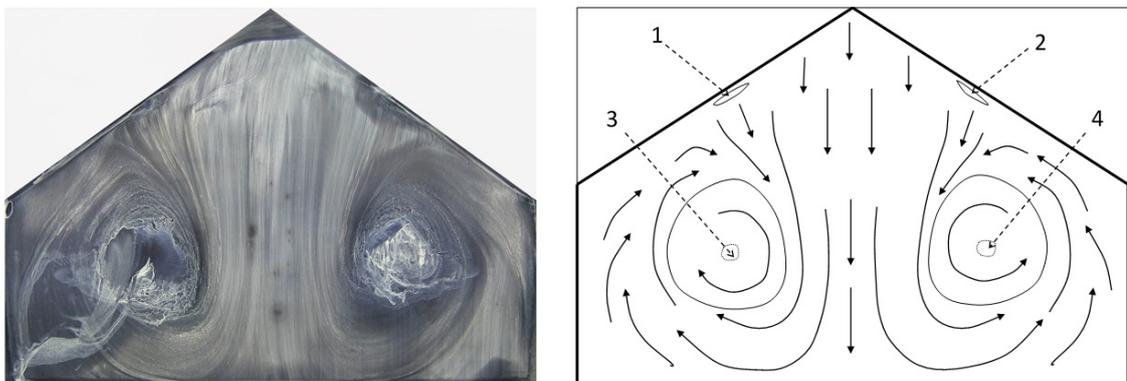


Рис. 6. Картина течения при угле атаки 18°
(1 и 2 – локальные отрывные области, 3 и 4 – ядра крупномасштабных вихрей)

крыла сохранилась такая же структура течения, как и при нулевом угле атаки, однако отрывные пузыри сдвинулись к передней кромке. Внутри пузырей появились линии тока, показывающие, что здесь происходит растекание от центра к боковым кромкам модели. Перед пузырями и за ними течение направлено параллельно внешнему потоку.

Следующие эксперименты были проведены при угле атаки модели крыла, состав-

лявшем $\alpha = 10^\circ$. Результаты визуализации приведены на рис. 4. В этом случае наблюдаются значительные отличия от картин течения при малых углах атаки. Отчетливо видны тонкие линии растекания вблизи передней кромки на правой и левой частях крыла. Хотя отрывные пузыри визуально не обнаружены, но однозначно говорить об их отсутствии нельзя. Этот вопрос требует дополнительного изучения с применением

других методик, к примеру, таких, как термоанемометрия, пневмометрические измерения и т. д. Еще одним отличием является зарождение крупномасштабных вихрей по краям крыла у его боковых кромок.

При дальнейшем увеличении угла атаки наблюдается изменение картины обтекания из-за развития вихрей, зародившихся у боковых кромок при угле атаки 10° . На рис. 5 показана картина течения при угле атаки 14° . Вихри увеличились в размерах, их фокусы отодвинулись от боковых кромок. Изменилась общая картина линий тока на поверхности крыла – они стали закручиваться от центра модели к ее боковым кромкам и втягиваться в центры вихрей. В этих центрах наблюдается скопление использовавшегося для визуализации порошка двуокиси титана в виде овальных белых пятен, который сконцентрировался там под действием вихревого течения. Несмотря на близость крупномасштабных вихрей и, казалось бы, вероятного существенного влияния, на передней кромке образовались локальные отрывные области симметрично на правой и левой частях крыла.

При угле атаки 18° вихревое течение занимает всю поверхность крыла (рис. 6). Два крупномасштабных вихря окончательно сформировались и сместились от ее боковых кромок в сторону центра модели. Наблюдаются большие фокусы вихрей, имеющие белый цвет из-за скопления порошка двуокиси титана. Видно, что правый вихрь вращается против часовой стрелки, а левый вихрь – по часовой стрелке. Ранее парные крупномасштабные вихри наблюдались при срыве потока на прямых крыльях, у которых передняя кромка перпендикулярна направлению набегающего потока [9]. Отличие в

том, что направление вращения вихрей на прямом крыле было обратным – в центре прямого крыла возникало возвратное течение от задней кромки к передней, правый вихрь вращался по часовой стрелке, а левый – против часовой стрелки. Также следует отметить, что с развитием крупномасштабных вихрей локальные отрывные области сохранили свое существование и сместились в сторону передней части модели.

Далее были проведены эксперименты, в которых изучались возможности управления обтеканием с помощью точечных выступов. Предпосылкой для таких экспериментов были результаты предыдущих исследований на прямых и стреловидных крыльях [10; 11]. Тогда было обнаружено, что можно управлять вихрями с помощью локального воздействия. Для этого устанавливались отдельные выступы или миниатюрные перегородки на поверхности крыла в тех точках, где воздействие было наиболее эффективным. Такие точки были найдены в результате многочисленных экспериментов, когда выступы устанавливались в различных местах, и с помощью визуализации оценивалось их влияние на структуру течения. В результате обнаружено интересное явление, когда на стреловидном крыле наиболее эффективно действовали выступы, расположенные на передней кромке около края крыла, там, где существует возвратное вихревое течение к центру вихря. Оказалось, что этот же эффект наблюдается и на модели летающего крыла, как показано ниже.

На рис. 7 показано влияние выступа, установленного на краю передней кромки крыла, на расстоянии 83 мм от конца крыла.

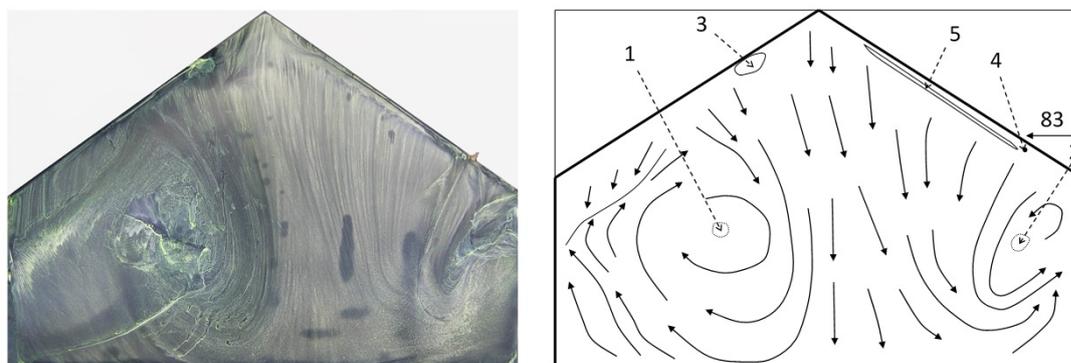


Рис. 7. Картина течения при угле атаки 18° с установленным выступом на передней кромке (1 и 2 – ядра крупномасштабных вихрей, 3 – локальная отрывная область, 4 – конический выступ, 5 – длинный отрывной пузырь)

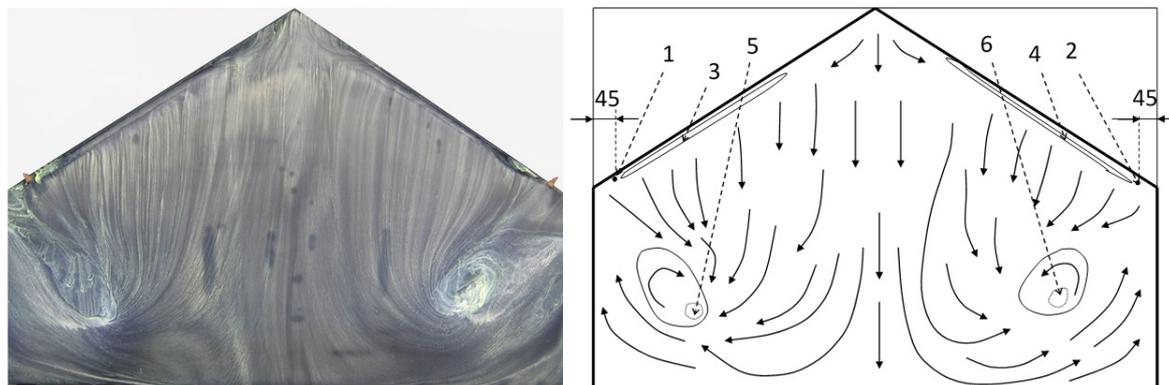


Рис. 8. Картина течения при угле атаки 18° с установленными двумя выступами на передней кромке (1 и 2 – конические выступы, 3 и 4 – длинные отрывные пузыри, 5 и 6 – ядра крупномасштабных вихрей)

Выступ имел форму конуса высотой 15 мм, диаметр основания составлял 5 мм. Видно, что такое воздействие привело к значительным изменениям структуры течения. Вблизи передней кромки образовался длинный отрывной пузырь. Вихрь на этой части крыла значительно уменьшился в размерах, в то время как на левой стороне крыла вихревое течение осталось неизменным. Оказалось, что одиночный выступ может привести к существенной перестройке структуры отрывного течения. Причем выступ нужно размещать именно на передней кромке у края крыла. В этом случае достигается максимальный эффект.

Эксперименты по управлению отрывом были продолжены с применением двух выступов, установленных симметрично на левой и правой частях крыла (рис. 8). Выступы размещались на передней кромке по краям крыла, на расстоянии 45 мм от боковых кромок. Как и в предыдущем случае с одним выступом, обнаружены существенные изменения картины течения. Вихри уменьшились в размерах, в центральной части крыла линии тока направлены вдоль набегающего потока.

Заключение

В проведенных экспериментах на модели летающего крыла при малых дозвуковых скоростях найдены различные варианты обтекания в зависимости от угла атаки. Показано, что основные типы обтекания, известные ранее по экспериментам на прямом и скользящем крыльях, реализуются и на данном типе крыла. При малых углах атаки

возникает ламинарный отрывной пузырь, параллельный передней кромке, а при увеличении угла атаки постепенно возникает крупномасштабное вихревое течение, характерное для варианта обтекания со срывом потока вблизи передней кромки. Показано, что таким течением можно эффективно управлять, используя отдельные точечные выступы вблизи передней кромки крыла.

Список литературы

1. Авиация: Энциклопедия. М., 1994. 736 с.
2. Зверков И. Д., Крюков А. В., Грек Г. Р. Перспективы исследований в области малогабаритных летательных аппаратов (обзор) // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2014. Т. 9, вып. 2. С. 95–115.
3. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1969. 387 с.
4. Занин Б. Ю., Козлов В. В. Вихревые структуры в дозвуковых отрывных течениях: Учеб. пособие. Новосибирск, 2011. 116 с.
5. 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.
6. Занин Б. Ю., Катасонов М. М., Михалюк М. В., Павленко А. М. Экспериментальные исследования влияния вихревых возмущений на обтекание модели крыла при малых числах Рейнольдса // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2014. Т. 9, вып. 3. С. 32–38.
7. Корнилов В. И. Пространственные пристенные турбулентные течения в угловых

конфигурациях. Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013.

8. *Boiko A. V., Dovgal A. V., Grek G. R., Kozlov V. V.* Physics of Transitional Shear Flows. Dordrecht: Springer, 2012. 271 p.

9. *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.

10. *Занин Б. Ю., Зверков И. Д., Козлов В. В., Павленко А. М.* О новых методах управле-

ния дозвуковыми отрывными течениями // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2007. Т. 2, вып. 1. С. 10–18.

11. *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.

Материал поступил в редколлегию 01.07.2015

A. M. Pavlenko, B. Yu. Zanin, M. M. Katasonov

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

pavlyenko@gmail.com

INVESTIGATIONS OF A FLOW AROUND THE FLYING WING MODEL AT NATURAL REYNOLDS NUMBERS

Studies of flow structure near the surface model of drones have been conducted in the subsonic wind tunnel. Experimental data of flow visualization depending on attack angle were obtained by oil film method. Evolution of flow patterns inside the regions of boundary layer separation in different configurations was demonstrated. Ability of separation control and reduction zones of flow separation by local influence (ribs and cones) has been also studied on the wing surface.

Keywords: drone aircraft, boundary layer, stall, flow control.