

УДК 533.6.011.5:533.69.01

Преобразование структуры отрывного течения с помощью локального воздействия*

А.М. Павленко^{1,2}, Б.Ю. Занин^{1,2}, М.М. Катасонов^{1,2}, И.Д. Зверков¹

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

²*Новосибирский государственный университет*

E-mail: pavlyenko@gmail.com

Приведены результаты экспериментальных исследований обтекания дозвуковым потоком модели прямого крыла, установленной под постоянным углом атаки в гистерезисном диапазоне скоростей потока. Показано, что при одном и том же угле атаки и одной и той же скорости потока возможны два типа течения на верхней поверхности модели: срыв потока вблизи передней кромки крыла и присоединенное течение с ламинарно-турбулентным переходом вблизи передней кромки крыла. Показано, что преобразовать течение из срывного в присоединенное можно с помощью локального воздействия в одной точке на поверхности модели, причем эта точка находится внутри области срыва. Проведена визуализация обоих видов течения и термоанемометрические измерения скоростей потока, амплитуды и частотного состава пульсаций в обоих вариантах обтекания.

Ключевые слова: отрыв потока, возвратное течение, управление структурой, вихри, локальное воздействие.

ВВЕДЕНИЕ

В числе аэродинамических проблем, возникающих при эксплуатации крыльев, — отрыв потока, в большой мере сказывающийся на подъемной силе, сопротивлении крыла и локальных характеристиках течения. Течения газа с отрывом потока от обтекаемой поверхности являются предметом обширных экспериментальных и теоретических исследований из-за их широкой распространенности при обтекании тел. Кроме того, в результате таких исследований появляются новые возможности для совершенствования различных технических устройств и летательных аппаратов. Перспективные направления исследований отрыва потока — это изучение неустойчивости и развития возмущений в отрывном течении, взаимосвязи явлений отрыва и ламинарно-турбулентного перехода, а также трехмерных явлений, связанных с образованием в области отрыва крупномасштабных вихрей, вращающихся параллельно обтекаемой поверхности [1].

* Работа выполнена при финансовой поддержке Президента РФ (НШ-454.2008.1 и МК-101.2007.1), РФФИ (№ 10-08-00318) и Министерства образования и науки РФ (грант РНП. 2.1.2.541).

При дозвуковом обтекании моделей крыльев в аэродинамических трубах возможны различные варианты отрыва в зависимости от угла атаки крыла [1]. При малых углах атаки отрыв возникает в центральной или задней частях крыла в области положительного градиента давления. В оторвавшемся потоке происходит переход к турбулентности с последующим присоединением оторвавшегося потока. Возникает локальный отрыв или отрывной пузырь — узкая полоса отрывного течения вдоль размаха крыла. Увеличение угла атаки приводит к смещению отрывного пузыря к передней кромке и к отрыву турбулентного пограничного слоя в задней части крыла. При больших (закритических) углах атаки возникает срыв (глобальный или полный отрыв) ламинарного потока вблизи передней кромки, и область возвратного течения занимает всю поверхность крыла.

Как известно, структура течения при срыве и турбулентном отрыве характеризуется образованием “грибообразных” структур — парных крупномасштабных вихрей, вращающихся в плоскости крыла. Впервые они зафиксированы в работе [2] визуализацией пристенного течения, подробная визуализация таких структур при различных режимах обтекания выполнена в [3–6]. Размеры и количество вихрей зависят от угла атаки, скорости потока, удлинения крыла и других факторов. Их возникновение связано, по-видимому, с одной из форм неустойчивости сдвигового течения. В свою очередь, наличие таких вихрей по сравнению с безотрывным обтеканием должно существенно влиять на характер течения в пространстве над поверхностью модели и изменять величину и направление средней скорости потока, а также уровень и нарастание возмущений как в продольном, так и в трансверсальном направлениях.

В настоящей работе экспериментально исследуется обтекание модели прямого крыла, установленной под постоянным углом атаки в гистерезисном режиме обтекания, при котором на поверхности крыла возникает срыв потока вблизи передней кромки или присоединенное течение с ламинарно-турбулентным переходом вблизи передней кромки крыла при локальном воздействии на структуру потока. Изучались возможности управления срывом с помощью точечного выступа, установленного внутри области отрыва. Принципиальная возможность такого метода управления обтеканием описана в наших патентах [7–8]. Впервые проведены сравнительные исследования структуры течения при срыве и в присоединенном течении на одной модели крыла при одних и тех же внешних условиях.

1. МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЙ

Эксперименты проводились в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения РАН в г. Новосибирске. Это аэродинамическая труба (замкнутого типа) имеет закрытую рабочую часть квадратного сечения размером 1×1 м и длиной 4 м. Уровень турбулентности потока в рабочей части менее 0,04 %. Предназначена для экспериментов на малых дозвуковых скоростях потока, примерно до 70 м/с.

В эксперименте использовалась прямоугольная модель крыла, изготовленная из дерева и покрытая лаком. Удлинение модели 1,4. Модель крепилась на державку и помещалась в рабочую часть аэродинамической трубы. Крыло устанавливалось под углом атаки 20°, который в ходе эксперимента не менялся, и под нулевым углом скольжения. Скорость набегающего потока составляла 19 м/с. Число Рейнольдса по хорде $Re = 3 \cdot 10^5$. В качестве источника локального воздействия использовался выступ конической формы, изготовленный из пластилина. Диаметр конуса составлял 6 мм, высота — 18 мм. Данные о характере обтекания до и после

воздействия получены с помощью метода поверхностной визуализации и термоанемометрического метода измерений. Визуализация масляным покрытием (смесью масла, керосина и порошка двуокиси титана) позволила получить пространственную картину течения на поверхности модели. Последующие измерения, в которых использовался термоанемометр AN-1003 Test Module (производства A.A. Lab. System LTD) с одноточечным датчиком, дали информацию о распределении продольной составляющей средней скорости и пульсаций над поверхностью крыла. Оцифрованный сигнал термоанемометра обрабатывался на компьютере.

Вихревые структуры, наблюдаемые с помощью саже-масляной визуализации, по-видимому, должны были отразиться на распределении статического давления по поверхности крыла. По величине статического давления на поверхности крыла можно судить о возникновении срыва потока или об отсутствии срыва. Для малогабаритных беспилотных летательных аппаратов это представляется особенно важным, потому что автоматические системы управления летательным аппаратом нуждаются в надежной информации о характере обтекания крыла. Наиболее надежным и легко осуществляемым способом получения такой информации считается способ измерения распределения давления по обтекаемому телу [9], поэтому измерения статического давления проводились на поверхности крыла в одном сечении. Для этого использовался перемещаемый по поверхности крыла приемник статического давления диаметром 0,8 мм, подключенный к манометру. Сравнительные измерения статического давления с помощью дренажа и таким датчиком показали, что погрешность не превышает 5 % от скоростного напора. Датчик устанавливался на державке координатного комплекса, позволяющего перемещать датчик в автоматическом режиме и получать информацию в большом количестве точек на поверхности модели.

2. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

На рис. 1 приведены результаты визуализации на поверхности модели без локального воздействия и схема течения, поясняющая эти данные. В носовой части крыла возникает отрыв ламинарного потока без последующего присоединения оторвавшегося потока обратно к поверхности крыла, так называемый срыв или глобальный отрыв. В области отрыва на поверхности крыла формируются два вихря, вращающиеся в противоположные стороны, между которыми существует возвратное течение от задней кромки крыла к передней с последующим изменением направления движения вдоль линии растекания направо и налево к фокусам вихрей. В передней части модели существует застойная зона, расположенная между линией отрыва потока у передней кромки модели и уже упомянутой линией растекания. Следует отметить, что у боковых

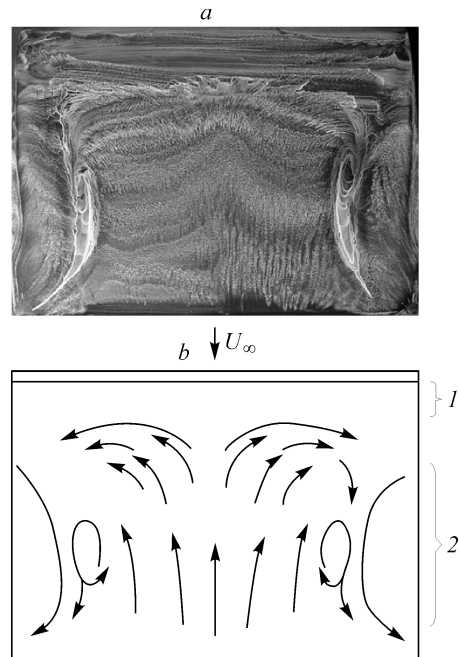


Рис. 1. Течение на поверхности крыла без локального воздействия: *a* — визуализация течения в зоне турбулентного отрыва, *b* — схема течения.

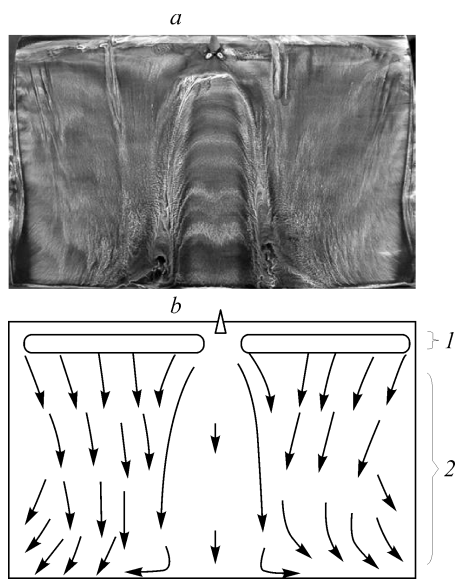
Застойная зона (1), возвратное течение внутри области отрыва (2).

кромки модели существует перетекание потока с нижней поверхности крыла на верхнюю. След этого перетекания виден с внешней стороны от каждого вихря, между этим вихрем и боковой кромкой модели.

Затем вблизи передней кромки был установлен источник локального воздействия — конус, изготовленный из пластилина (рис. 2). Следует уточнить, что выступ находился внутри области отрыва. Картина течения кардинально изменилась. За выступом образуется турбулентный след, внутри которого существует присоединенное течение. Вблизи передней кромки формируется отрывной пузырь, за которым также на большей части крыла существует присоединенное течение. Около задней кромки появляются две относительно небольшие по размерам вихревые структуры.

Термоанемометрические измерения, выполненные вдоль хорды на одной четвертой модели по размаху крыла (рис. 3, *a*), дали результаты, подтверждающие наличие отрыва потока без локального воздействия и присоединенного течения при локальном воздействии. Профили средней скорости течения без локального воздействия, начиная с точки $x/c = 0,05$, имеют отрывную форму (здесь и далее x/c — продольная координата, отнесенная к хорде модели). В режиме обтекания с локальным воздействием профили средней скорости имеют форму, показывающую, что от передней до задней кромки модели крыла течение присоединенное.

Была получена кривая нарастания пульсаций вдоль хорды крыла при обоих режимах обтекания. Изменение уровня возмущений вдоль линии равной средней скорости, составляющей 0,5 от скорости набегающего потока, что соответствует максимуму амплитуды пульсаций, показано на рис. 3, *b*. При обоих режимах обтекания наблюдаются пики амплитуды пульсаций при ламинарно-турбулентном переходе, примерно в одной и той же области $x/c = 0,08-0,1$ над моделью крыла. Частотные спектры пульсаций (см. ниже) подтверждают наличие ламинарно-турбулентного перехода. При срывном обтекании модели после завершения перехода уровень пульсаций уменьшается, а далее снова начинает нарастать вниз по потоку. Максимальная амплитуда пульсаций в конце отрывной зоны превышает соответствующую величину, достигаемую при ламинарно-турбулентном переходе. В режиме обтекания с локальным воздействием после завершения перехода уровень пульсаций уменьшается вниз по потоку.



Следует отметить, что в присоединенном режиме обтекания пик амплитуды пульсаций расположен над областью отрывного пузыря, существование которого было подтверждено визуализацией и измерениями статического давления на поверхности модели крыла — “полочка” на графике при $x/c = 0,1$ (рис. 4). Эти измерения показали существенную разницу между уровнем разрежения над верхней поверхностью крыла потока в двух режимах обтекания.

Рис. 2. Течение на поверхности крыла при локальном воздействии: *a* — визуализация течения, *b* — схема течения. Отрывной пузырь (1), присоединенное течение (2).

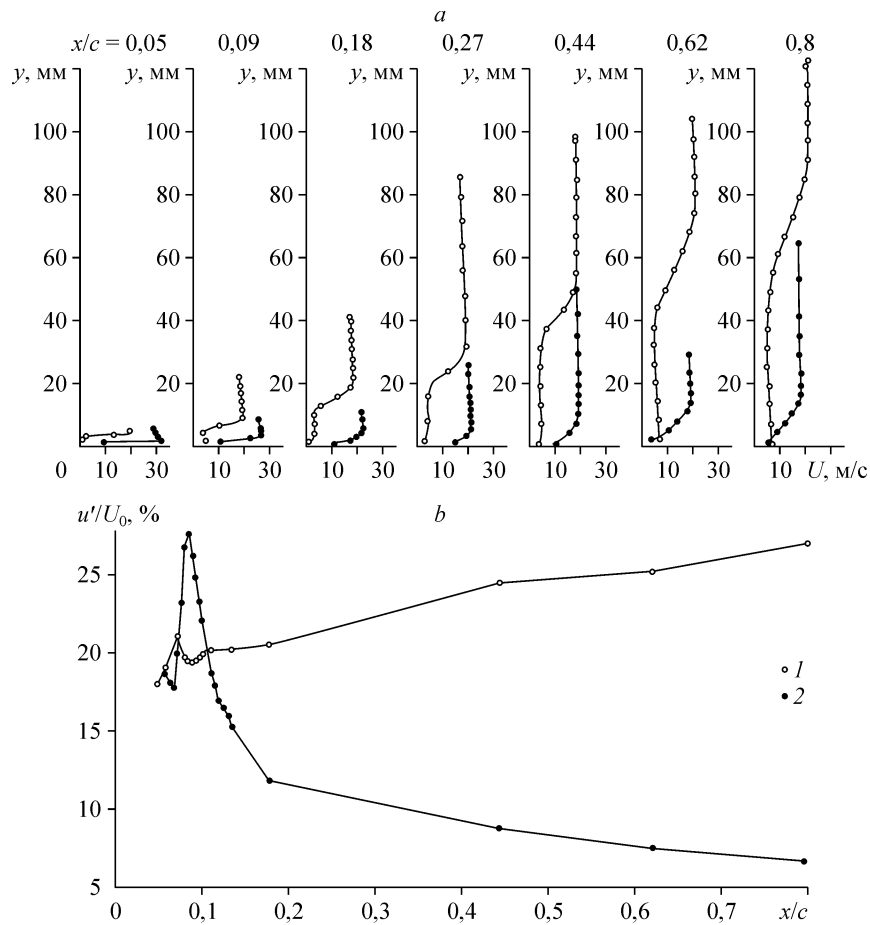


Рис. 3. Средняя скорость и амплитуда пульсаций: a — профили средней скорости, b — кривые нарастания пульсаций.

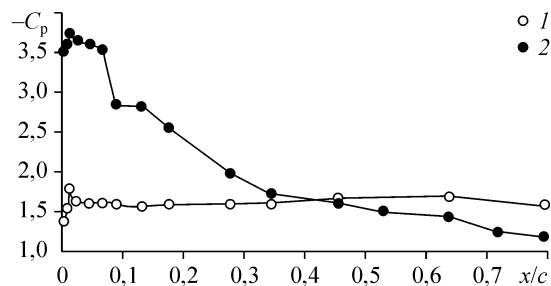
Течения: без локального воздействия (1), с локальным воздействием (2).

Данный метод воздействия изменяет обтекание крыла и, возможно, позволит улучшить его аэродинамические характеристики. Таким образом, найден новый способ управления обтеканием. Применение этого метода для повышения несущих свойств крыла будет целью дальнейших исследований.

По частотному составу пульсации при разных режимах обтекания различны (рис. 5, a и b). Переход от ламинарного к турбулентному течению происходит через развитие пакета волн неустойчивости, что наблюдается как в срывном режиме в области $x/c = 0,053-0,066$ (частота волны 3,2 кГц), так и в присоединенном течении при $x/c = 0,067-0,075$ (частота волны 8 кГц). Следует отметить появление и развитие субгармоники в обоих случаях, т. е. наблюдается субгармонический режим

Рис. 4. Распределение статического давления на верхней поверхности крыла.

Течения: без локального воздействия (1), с локальным воздействием (2).



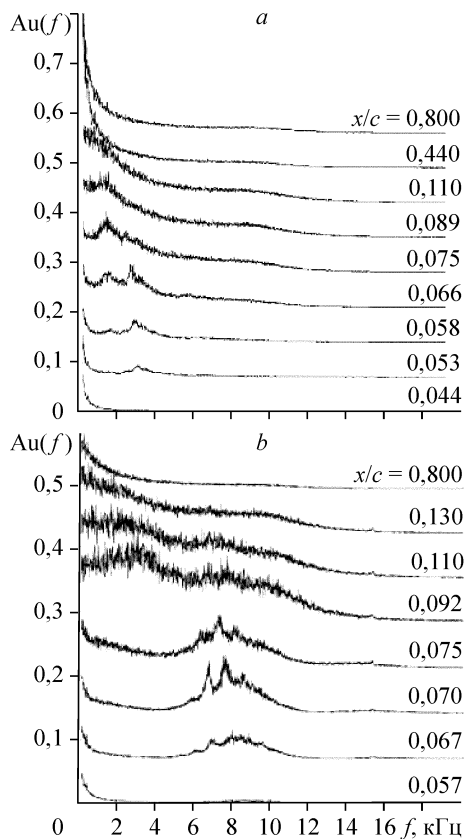


Рис. 5. Частотный состав пульсаций в пограничном слое вдоль хорды крыла. Отрывной режим обтекания (а), течение с локальным воздействием (б).

ламинарно-турбулентного перехода. При смещении вниз по потоку (до $x/c = 0,8$) максимальная амплитуда пульсаций в частотном спектре смещается в область низких частот как при срыве, так и при присоединенном течении.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представлены результаты экспериментальных исследований обтекания модели прямого крыла в гистерезисном режиме обтекания при постоянном угле атаки. Показано, что при одних и тех же внешних условиях возможны два типа течения на верхней поверхности модели: срыв потока вблизи передней кромки и присоединенное течение с ламинарно-турбулентным переходом вблизи передней кромки крыла. Установлено, что точечное локальное воздействие внутри области срыва позволяет преобразовать

течение из срывного в присоединенное. Проведены визуализация и термоанемометрические измерения скорости и амплитуды пульсаций в обоих вариантах обтекания. Найдено, что в результате искусственного присоединения значительно изменяется частота волны, развивающейся при переходе. Таким образом показано, что эта частота зависит не от частотного состава пульсаций в набегающем потоке, а от параметров пограничного слоя на поверхности крыла. Показано, что в обоих случаях развивается субгармоника основной волны, и ее амплитуда становится больше амплитуды основной волны.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Козлов В.В. Физика структуры потока. Отрыв потока // Соросовский образовательный журнал. 1998. № 4. С. 86–94.
2. Винкельман А.Э., Барлоу Дж.Б. Схема обтекания прямоугольного в плане крыла при срыве // Ракетная техника и космонавтика. 1980. Т. 18, № 8. С. 180–182.
3. Занин Б.Ю., Козлов В.В., Проскрянов В.Г. Структура турбулентного отрыва на прямом крыле при различных условиях обтекания // Уч. зап. ЦАГИ. 1999. Т. XXX, № 1-2. С. 77–83.
4. Занин Б.Ю., Козлов В.В., Зверков И.Д., Павленко А.М. Вихревая структура отрывных течений на моделях крыльев при малых скоростях потока // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2008, № 6. С. 114–120.
5. Бойко А.В., Довгаль А.В., Занин Б.Ю., Козлов В.В. Пространственная структура отрывных течений на крыловых профилях (обзор) // Теплофизика и аэромеханика. 1996. Т. 3, № 1. С. 1–14.
6. Занин Б.Ю. Гистерезис отрывного обтекания модели прямого крыла при изменении скорости потока // ПМТФ. 1997. Т. 38, № 5. С. 80–84.
7. Занин Б.Ю., Козлов В.В., Зверков И.Д., Павленко А.М. Способ управления отрывом потока на обтекаемой поверхности // Патент РФ на изобретение, БИ. № 2328411. 2008.
8. Занин Б.Ю., Козлов В.В. Способ управления срывом потока // Патент РФ на изобретение, БИ. № 2128601. 1999.
9. Живетин В.Б. Аэромеханический контроль (элементы теории и эксперимент). Казань: Казан. матем. об-во, 2000. 195 с.

Статья поступила в редакцию 26 марта 2009 г.