

Б. Ю. Занин¹, И. Д. Зверков¹, В. В. Козлов^{1,2}, А. М. Павленко²

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

² Новосибирский государственный университет
ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия

E-mail: zanin@itam.nsc.ru

О НОВЫХ МЕТОДАХ УПРАВЛЕНИЯ ДОЗВУКОВЫМИ ОТРЫВНЫМИ ТЕЧЕНИЯМИ *

Представлены результаты экспериментальных исследований способов управления обтеканием моделей крыльев на больших углах атаки, когда возникает отрыв потока вблизи передней кромки (срыв потока). Используются новые методы воздействия на срыв для создания безотрывного обтекания. Методы основаны на полученных в предыдущих исследованиях данных о существовании трехмерной вихревой структуры течения внутри области отрыва. Обнаружено, что точечное воздействие на эти вихри позволяет полностью изменить характер обтекания и устранить отрыв. Полученные результаты показывают, что существует тесная взаимосвязь между вихрями и областью отрыва в целом. Если помешать формированию вихревых структур, то зона отрыва претерпевает существенные изменения, вплоть до ее полного исчезновения.

Вынесенный в название статьи термин «управление отрывом» предполагает, в основном, такое воздействие на течение, чтобы отрыва не было. Необходимо это для того, чтобы избежать негативного влияния отрыва на характеристики движущегося тела и воздушного потока вокруг этого тела. Дело в том, что при отрыве потока от обтекаемой поверхности создается дополнительное сопротивление, и для движения летательного аппарата в атмосфере или для движения жидкости по трубопроводу необходимо увеличить силу тяги, что приведет к увеличению расхода энергии (топлива). Поэтому предотвращение или подавление отрыва потока требуется для того, чтобы осуществлять движение либо с меньшим расходом топлива, либо с большими скоростями движения и на большую дальность. Кроме того, есть еще одно крайне неблагоприятное влияние отрыва потока. При некоторых условиях, которые будут рассмотрены ниже, отрыв приводит к резкому, скачкообразному снижению подъемной силы крыла, что приводит к сваливанию самолета в штопор и быстрой потере высоты.

Первоначальные сведения об отрыве потока

Отрыв потока – это одно из физических явлений, возникающих при движении газов или жидкостей над твердой поверхностью, или наоборот, при движении тела в неподвижной жидкости или газе. Оно заключается в том, что поток перестает двигаться вдоль поверхности и отходит от нее. Общие сведения о явлении отрыва можно найти в монографии [1]. Два фактора являются определяющими для возникновения отрыва потока – вязкость и изменения давления вдоль поверхности. Необходимым условием отрыва потока от поверхности является возрастание давления в направлении течения, т. е. положительный (неблагоприятный) градиент давления. Такие условия возникают, например, при обтекании крыла. Верхняя поверхность крыла обычно имеет выпуклую форму, что и приводит к появлению неблагоприятного градиента давления и отрыва потока в задней части крыла. Влияние вязкости приводит к тому, что вблизи поверхности поток теряет скорость из-за трения о поверхность, и возникает тонкий слой возду-

* Работа выполнена при финансовой поддержке, Министерства образования и науки Российской Федерации (проект РНП 2.1.2.3370), Программы поддержки ведущих научных школ (НШ-964.2003.1).

ха, условно говоря, «прилипший» к поверхности, называемый пограничным слоем. В пограничном слое скорость движения воздуха увеличивается с увеличением расстояния от поверхности. Рассматриваемый в литературе отрыв потока во многих случаях является отрывом пограничного слоя (см., например, [2]).

Отрыв потока следует рассматривать во взаимосвязи с еще одним фундаментальным физическим явлением, возникающим в потоках жидкостей или газов – переходом течения в пограничном слое из ламинарного состояния в турбулентное. Существуют различные варианты взаимосвязи отрыва потока и ламинарно-турбулентного перехода. Например, возникновение отрыва ускоряет переход к турбулентности. С другой стороны, отрыв турбулентного пограничного слоя происходит при более высоком неблагоприятном градиенте давления, чем отрыв ламинарного пограничного слоя.

В данной работе рассматриваются отрывные течения, имеющие место на телах в форме крыльев при малых скоростях потока воздуха (до 100 м/сек). При такой скорости сжимаемость воздуха можно пренебречь и рассматривать его как течение несжимаемой вязкой жидкости. Поскольку такая скорость значительно меньше скорости распростра-

нения звука в воздухе, течение называется дозвуковым. В работе [3] описаны различные варианты и формы отрывных течений, возникающих на крыльях при малых дозвуковых скоростях. Показано, что характер отрыва потока зависит от скорости движения, формы поверхности крыла, и угла, под которым крыло расположено к воздушному потоку. Этот угол называется углом атаки. Именно угол атаки определяет вид отрыва. Варианты отрыва, возможные при различных углах атаки, показаны на рис. 1 (данные из работы [3]). Так, при малом значении угла атаки (рис. 1, а), ламинарный пограничный слой отрывается от поверхности крыла в области неблагоприятного градиента в средней части крыла. В оторвавшемся течении происходит ламинарно-турбулентный переход, и турбулентный поток присоединяется обратно к поверхности крыла. При этом возникает местная зона отрыва, которая называется «ламинарный отрывной пузырь» и которая имеет небольшие размеры по сравнению с размерами самого крыла. В этом случае отрывная область на крыле существует в виде узкой полосы, вытянутой вдоль размаха, а на большей части крыла течение безотрывное (присоединенное). При увеличении угла атаки отрывной пузырь сдвигается к передней кромке крыла, а в

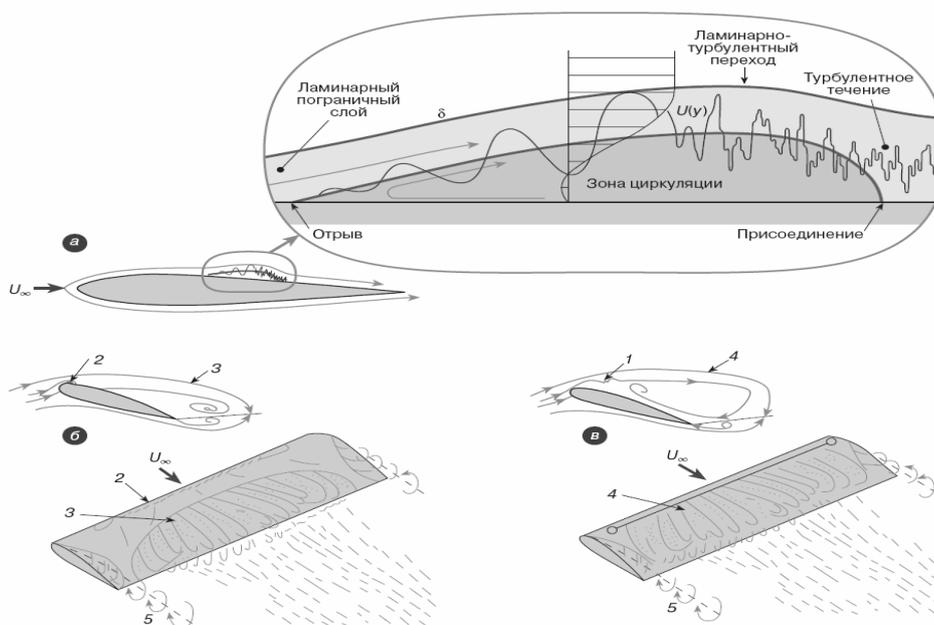


Рис. 1. Схемы отрывных течений над поверхностью крыла [3]:

1 – переход от ламинарного течения к турбулентному; 2 – ламинарный отрывной пузырь; 3 – область отрыва турбулентного пограничного слоя; 4 – область срыва потока; 5 – вихри по концам крыла

задней части крыла может возникнуть еще один отрыв – отрыв турбулентного пограничного слоя (рис. 1, б). При турбулентном отрыве не происходит присоединения оторвавшегося потока к поверхности крыла, и зона отрыва включает всю область от линии отрыва до задней кромки крыла. При дальнейшем увеличении угла атаки возникает отрыв потока вблизи передней кромки, называемый также срывом, глобальным или полным отрывом (рис. 1, в). Угол атаки, при котором происходит срыв, называется критическим, поскольку в этом случае происходит резкое уменьшение подъемной силы крыла, т.е. самолет теряет опору в воздухе и переходит в режим свободного падения, что может привести к катастрофическим последствиям. При достижении критического угла атаки область отрыва занимает всю поверхность крыла от передней до задней кромки.

Следует отметить одну интересную особенность отрывных течений, которая называется «гистерезис» обтекания. Гистерезис выражается в том, что при одном и том же угле атаки и одной и той же скорости воздушного потока в некотором диапазоне их значений возможны два варианта обтекания – отрывное и присоединенное. Гистерезис наблюдается в экспериментах, когда угол атаки крыла сначала увеличивается, а затем уменьшается [4], или если модель крыла заранее установлена на каком-то угле атаки, а скорость потока сначала увеличивается, а потом уменьшается [5].

В последние десятилетия при изучении отрывных течений много внимания уделяется исследованию их внутренней структуры. В работах [3–14] было показано, что внутри области отрыва возникает одна или несколько пар крупномасштабных вихрей, вращающихся в плоскости крыла. На рис. 2 показана типичная картина течения на поверхности крыла при отрыве турбулентного пограничного слоя (данные из работы [13]). Видно, что в области отрыва сформировалось три пары вихрей. На рис. 3 показана картина те-

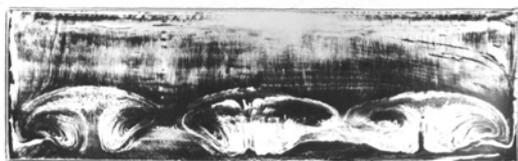


Рис. 2. Картина течения при отрыве турбулентного пограничного слоя [14]

чения при срыве с передней кромки (данные из работы [5]). На крыле есть только одна пара вихрей. По-видимому, образование вихревых структур является неотъемлемым свойством отрывных течений.

В экспериментах в аэродинамических трубах зафиксировано многообразие форм вихревого течения при отрыве турбулентного пограничного слоя и при срыве на прямых (прямоугольных при виде в плане) крыльях. Обнаружены как общие свойства таких течений, выражающиеся в образовании крупномасштабных парных вихрей, вращающихся в плоскости крыла, так и отличия в топологии вихревых структур в зависимости от типа отрыва, краевых условий, удлинения крыла и других факторов. Существование таких вихрей открывает новое направление в изучении турбулентного отрыва и срыва потока, так как принципиально изменяет физическую картину течения, первоначально предполагавшуюся двумерной, и требует создания новой модели явления отрыва, с учетом его трехмерности.

Изучение отрывных течений имеет большое практическое значение для нового направления в авиации – малоразмерных летательных аппаратов различного назначения, которые в настоящее время получают все более широкое распространение. Связано это с несколькими причинами: их экономичностью, уникальными летными характеристиками, малой уязвимостью и т. д. Полетное число Рейнольдса по хорде крыла у таких летательных аппаратов лежит в диапазоне $Re = 10^5 - 10^6$. В настоящее время существует настоятельная необходимость улучшения летных качеств малоразмерных летательных аппаратов. Дело в том, что используемые на таких аппаратах классические дозвуковые профили крыла, устойчивые к срыву потока, на малых (докритических) углах атаки имеют большое сопротивление в результате образования обширных отрывных пузырей. Поэтому устранение отрыва в этом случае является весьма актуальной задачей.

Некоторые методы управления отрывом потока

Применение турбулизаторов. Предотвращение срыва потока является одной из основных задач по управлению отрывными течениями. Необходимость изучения различных методов воздействия на срыв объясняется тем, что устранение срыва значи-

тельно увеличивает подъемную силу крыла и уменьшает его лобовое сопротивление. Начало изучению методов воздействия на отрыв положил Л. Прандтль; полученный им результат описан Г. Шлихтингом в [2]. Прандтль исследовал отрыв потока на модели в форме шара. Он показал, что если перевести пограничный слой на шаре из ламинарного в турбулентное состояние, то местоположение линии отрыва изменяется. Для ламинарного пограничного слоя линия отрыва лежит приблизительно на экваторе шара. Прандтль установил на шаре в его передней части проволочное кольцо, которое вызывало искусственную турбулизацию пограничного слоя. Вследствие этого линия отрыва сдвинулась на заднюю половину шара и область отрыва стала меньше в размерах. Сила лобового сопротивления шара значительно снизилась. Методы воздействия на отрыв с помощью турбулизаторов получили широкое распространение. Используются также вихрегенераторы – устройства, за которыми образуется вихревой след. И турбулизаторы и вихрегенераторы устанавливаются перед линией возможного отрыва и препятствуют его возникновению. Эти и аналогичные методы управления отрывом изложены в фундаментальной работе [15]. Для управления отрывом используются также отсос пограничного слоя или вдув воздуха в предотрывной пограничный слой, изменение формы профиля крыла, применение отклоняемых элементов поверхности крыла – предкрылков и закрылков.

Акустическое управление отрывом. Относительно новый способ управления. Ссылки на работы по акустическому управлению отрывом можно найти в работе [13]. Оказалось, с помощью звука можно добиться присоединения потока [16]. В работе [17] установлен физический механизм такого воздействия. В этой работе было показано, что влияние звука на глобальный отрыв связано с возникновением в течении, в начале зоны отрыва, неустойчивых колебаний – собственных возмущений сдвигового потока. Усиление этих колебаний под действием звука и приводило к присоединению потока на всем крыле. Присоединение было обратимым: после выключения звука отрыв восстанавливался. Продолжение работы в этом направлении (см. [18; 19]) позволило обнаружить эффект необратимого присоединения потока, при котором после прекращения звукового воздействия режим срыва потока

не восстанавливался, а течение оставалось присоединенным к поверхности крыла. В результате устранения срыва потока значительно улучшались аэродинамические характеристики крыла. Например, измерения подъемной силы и лобового сопротивления модели крыла показали, что коэффициент подъемной силы модели прямого крыла вырос примерно на 30 %, а коэффициент лобового сопротивления уменьшился более чем в два раза [19]. Выполненная в этой работе визуализация обтекания крыла методом шелковинок показала, что увеличение интенсивности звукового воздействия приводит к постепенному присоединению потока, начиная с краев крыла к его середине и, соответственно, к уменьшению размеров отрывной зоны, вплоть до полного присоединения потока.

Детальные исследования того, как звуковые колебания сказываются на трехмерной структуре течения, проведены при изучении топологии отрывного обтекания крыла в работе [20]. Эксперименты выполнены в аэродинамической трубе Отделения Немецкого аэрокосмического общества в Геттингене. Изучено воздействие как пространственно-однородного звукового поля, так и сфокусированных звуковых колебаний (звукового пучка) на вихревую структуру отрывного течения. Было обнаружено, что топология течения, возникающего при срыве потока с передней кромки прямого крыла, помещенного под большим углом атаки, характеризуется образованием крупномасштабных вихрей, расположенных вдоль размаха модели (рис. 4, а).

Возбуждение отрывного течения однородным акустическим полем от удаленного звукового источника на «оптимальных» частотах вызывало присоединение отрывающегося слоя. В результате срыв потока с передней кромки сменялся отрывом турбулентного течения ниже по потоку (рис. 4, в), что благоприятно отражалось на аэродинамических характеристиках крыла. В то же время в результате экспериментов [20]

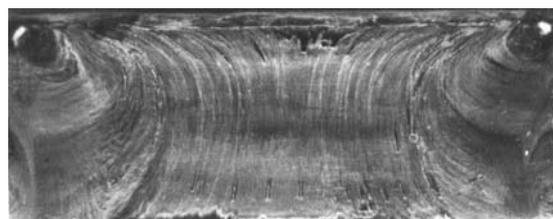


Рис. 3. Картина течения при срыве [5]

стало ясно, что воздействие акустического поля не однородно по пространству. Воздействие сфокусированным в пространстве пучком звука (2) на различные участки крыла показало (рис. 4, *c, d*), что в процессе переноса собственных колебаний, возникающих в результате воздействия на начальном участке сдвигового слоя, большую роль играют крупномасштабные структуры. Так, если сфокусированное воздействие было приложено в центральной части модели (рис. 4, *c*), то оно симметрично переносилось крупными вихрями в обе стороны, а если воздействие было приложено к краю модели (рис. 4, *d*), то никакого влияния на зону действия другого вихря не происходило.

Применение волнистой поверхности крыла. Одним из важных ресурсов управления отрывом потока и улучшения аэродинамических качеств летательных аппаратов является модификация их несущей поверхности. Исследования [21] показали, что наличие на ней волнистости в трансверсальном потоке направлении открывает совершенно новые возможности в решении указанной задачи. Предпосылкой работ по этой теме послужило появление летательных аппаратов с эластичной оболочкой, способной образовывать волны на поверхности крыла, в частности паропланов.

Аэродинамические характеристики крыльев, эксплуатируемых при малых скоростях полета, в большей мере определяются двумя

возможными взаимосвязанными явлениями: отрывом потока и ламинарно-турбулентным переходом в пристенной зоне течения. Отрыв ламинарного пограничного слоя, как правило, сопровождается его турбулизацией. Последующее присоединение потока к поверхности крыла приводит к образованию местной отрывной зоны (отрывного пузыря), располагающейся в средней части крыла или вблизи его передней кромки. Ключевую роль в формировании подобных течений играет переход к турбулентности, завершающийся в пределах области отрыва. Поэтому особенности формирования отрыва на крыле с волнистой поверхностью должны быть сказаться на процессе ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое. Эта идея подтвердилась в экспериментах, проведенных в аэродинамических трубах ИТПМ СО РАН и Новосибирского государственного технического университета [21]. Исследовалось обтекание двух моделей одинакового размера и формы в плане, одна из которых имела обычную гладкую поверхность, а другая – волнистую (рис. 5).

Полученные в работе [21] картины визуализации течения и их трактовки для гладкого и волнистого крыльев изображены на рис. 6, 7. Как показали эксперименты [21], над крылом с плоской поверхностью образуется один отрывной пузырь, передняя граница которого находится на 28 % хорды. А на волнистом крыле нет единой зоны от-

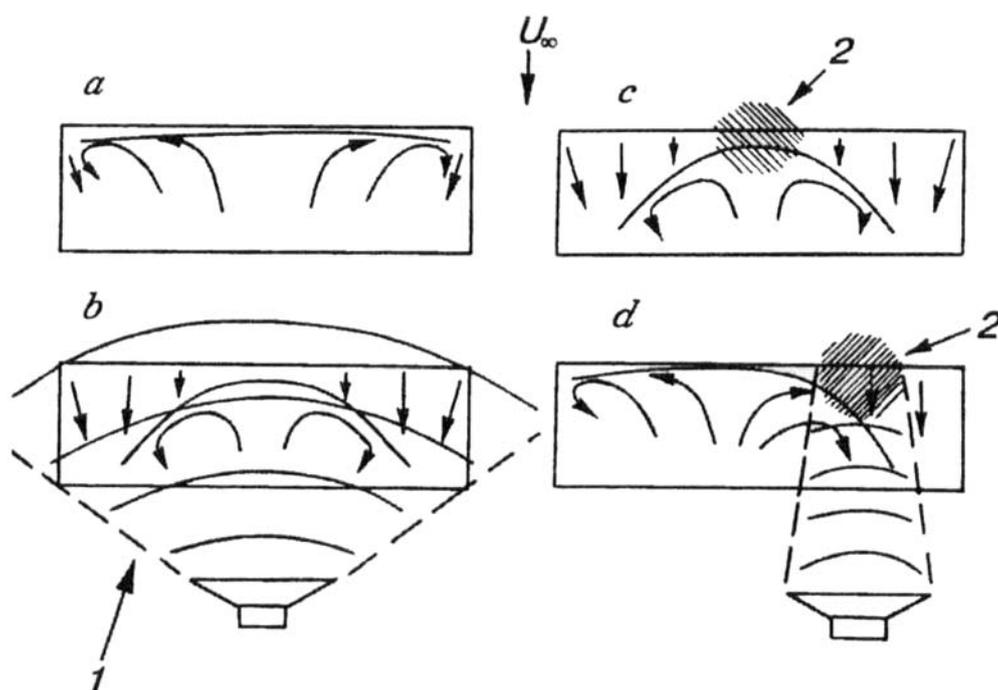


Рис. 4. Схемы течения над верхней поверхностью модели прямого крыла при различных способах акустического воздействия [20]

рыва, но существуют локальные отрывные зоны во впадинах. На крыле с продольными волнами отрывные пузыри локализируются во впадинах между волнами и друг с другом не соединяются. Начинаются они с 17 % по хорде и заканчиваются на 42 % хорды. Более ранний отрыв пограничного слоя во впадине, по-видимому, связан с присутствием в этом месте угловой конфигурации поверхности, которая образуется скатами горбов. Таким образом, эти данные показали, что существуют значительные различия пространственных картин отрывного течения на гладком и волнистом крыльях.

Оказалось, что при движении с низкими дозвуковыми скоростями, характерными для эксплуатации малоразмерных летательных аппаратов, волнистое крыло дает более высокие аэродинамические характеристики летательного аппарата и обеспечивает устойчивость полета без срыва в штопор в широком диапазоне углов атаки. Уменьшается лобовое сопротивление за счет уменьшения размеров области отрыва. Возрастает критический угол атаки. Даже при срыве потока на волнистом крыле сохраняется симметрия течения, что позволяет летательному аппарату безопасно вернуться в штатный режим полета.

Управление отрывом с помощью точечных источников возмущений. Выше уже отмечалось, что существуют методы устранения отрыва и присоединения потока, в которых используются турбулизаторы или вихрегенераторы. Эти устройства устанавливаются перед зоной отрыва и приводят к присоединению потока. Отличие наших методов в том, что мы устанавливаем выступы внутри области отрыва и воздействуем на его внутреннюю вихревую структуру. Мы изучаем, как вихри, существующие в области отрыва, реагируют на возмущения, создаваемые различными источниками, и к каким изменениям интегральной картины течения приводит то или иное воздействие. Систематического изучения подобных эффектов ранее не проводилось. Особенно важным представляется понять, как такое воздействие повлияет на интегральные характеристики течения. Подобные эксперименты необходимы для поиска новых принципов управления обтеканием, основанных на применении точечных источников возмущений, что энергетически выгодно, поскольку позволяет с минимальными затратами энергии добиться улучшения аэроди-

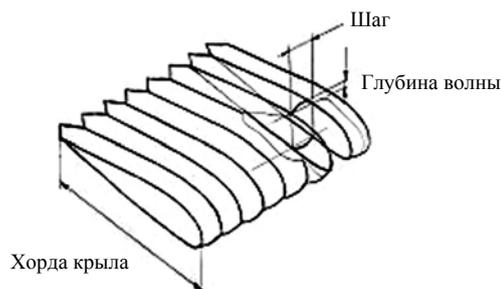


Рис. 5. Модель крыла с волнистой поверхностью

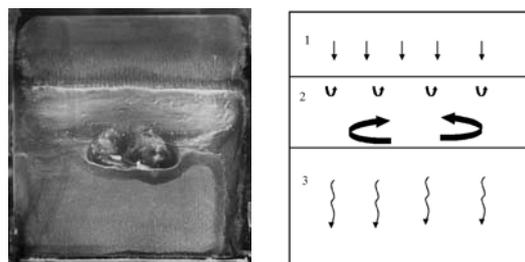


Рис. 6. Визуализация течения и ее трактовка над крылом с гладкой поверхностью (угол атаки $\alpha = 0^\circ$, скорость набегающего потока $V_\infty = 12$ м/с; $Re = 1,7 \cdot 10^5$): 1 – область ламинарного течения; 2 – область отрывного пузыря; 3 – область турбулентного течения [21]

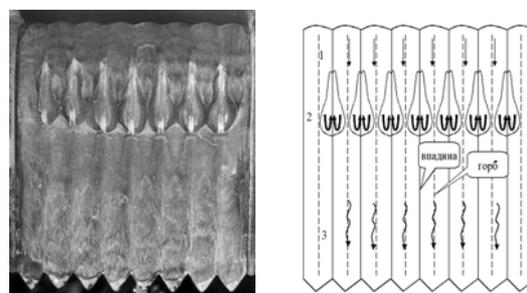


Рис. 7. Визуализация течения и ее трактовка над волнистым крылом (угол атаки $\alpha = 0^\circ$, скорость набегающего потока $V_\infty = 12$ м/с): 1 – область ламинарного течения; 2 – область отрывных пузырей; 3 – область турбулентного течения [21]

намических характеристик летательных аппаратов. Именно в этом направлении сейчас в мире разрабатываются перспективные способы управления обтеканием с помощью микроэлектронных механических систем (MEMS). Задача заключается в том, чтобы значительно увеличить несущие свойства крыла без применения сложных технических устройств, что особенно важ-

но для малоразмерных беспилотных летательных аппаратов.

Описанные ниже эксперименты проводились в малой аэродинамической трубе МТ-324 ИТПМ СО РАН с открытой рабочей частью $200 \times 200 \times 700$ мм. Степень турбулентности свободного потока в рабочей части установки около 0,4%. Использовалась модель крыла с хордой, равной 102 мм, и размахом 200 мм. Угол атаки модели составлял 14° . Модель устанавливалась под этим углом атаки до начала эксперимента, и во время эксперимента угол атаки не изменялся. Скорость потока 10 м/сек. В экспериментах была проведена визуализация картин течения на поверхности прямого крыла методом «саже-масляного» покрытия, представляющего собой смесь керосина с порошком двуокиси титана. Метод состоит в следующем: верхняя поверхность модели крыла покрывается раствором, затем крыло устанавливается в рабочую часть аэродинамической трубы и остается там под воздействием набегающего потока до полного высыхания раствора. Образовавшаяся картина дает представление о предельных

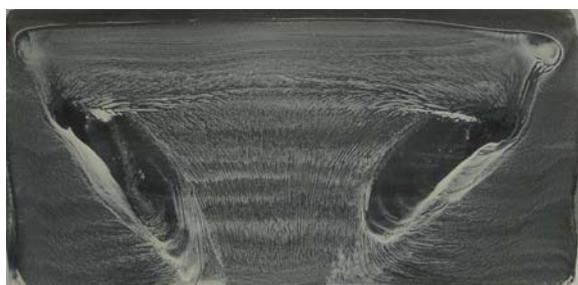


Рис. 8. Вихревая структура течения на модели прямого крыла при срыве с передней кромки. Направление набегающего потока – сверху вниз. На крыле существуют возвратное течение от задней кромки модели к передней и пара крупномасштабных вихрей



Рис. 9. Присоединенное течение после установки одного конического выступа. Срыв потока удалось устранить. По обеим сторонам от выступа образовался отрывной пузырь со сложным вихревым течением внутри него

линиях тока на поверхности крыла. После проведения эксперимента характерные картины течений фотографировались.

Сначала эксперименты были проведены с использованием конических выступов. Первоначальная картина течения на модели без выступов показана на рис. 8. На поверхности модели наблюдается возвратное течение от задней кромки крыла к передней и растекание из центральной части к боковым кромкам. Оказалось, что конический выступ высотой 10 мм, установленный внутри области отрыва по оси симметрии модели, позволяет присоединить поток (рис. 9). После установки выступа вблизи передней кромки образовался отрывной пузырь, и позади него течение присоединенное. Это явление наблюдалось и ранее в предыдущих исследованиях [22]. Было исследовано влияние высоты выступа на эффективность управления. Высота выступа оценивалась относительно толщины области отрыва в месте его установки. Оказалось, что конический выступ малой высоты, не выходящий вверх за пределы области отрыва, слабо влияет на обтекание. Присоединение потока имеет место, только если высота выступа значительно превышает толщину области срыва.

Вместо выступа можно использовать вдув воздуха через одно отверстие, расположенное на поверхности крыла. Как и в экспериментах с выступами, вдув осуществляется внутри области отрыва через отверстие, расположенное в том же месте, где перед этим устанавливался выступ. Оказалось, что такой способ воздействия также позволяет добиться присоединения потока (рис. 10). В этих экспериментах было зафиксировано также распределение давления на поверхности крыла (рис. 11). Как видно из рисунка, после устранения отрыва значительно изменяется распределение статического давления на верхней поверхности крыла. Здесь возникает зона пониженного давления, что приводит к значительному увеличению подъемной силы.

Дальнейшие исследования были посвящены изучению влияния формы выступов на срыв при различном уровне турбулентности потока воздуха в аэродинамической трубе. Эксперименты показали, что выступ в форме ребра (перегородки) может иметь малую высоту и при этом эффективно управлять обтеканием, если он

имеет достаточную длину. Отличие данных экспериментов в том, что изучалась эффективность воздействия при повышенной степени турбулентности потока, создававшейся турбулизирующей сеткой, установленной в сопле аэродинамической трубы. Степень турбулентности потока составляла 1 %. Скорость потока 11 м/сек, угол атаки 20°. На рис. 12 и 13 показаны картины течения до и после установки на поверхности крыла препятствия в форме перегородки. Оказалось, что такая перегородка обеспечивает полное устранение отрыва.

Заключение

В данной статье описаны новые способы управления обтеканием, основанные на воздействии на внутреннюю вихревую структуру области отрыва. Найдено, что существуют возможности для управления срывом, основанные на использовании локализованных (точечных) источников возмущений, установленных внутри области отрыва (позади линии отрыва), а не на передней кромке. В данном случае дополнительные возмущения вносятся в трехмерную структуру потока, а именно, в крупномасштабные вихри, вращающиеся в плоскости крыла. Такое воздействие делает возможным управление отрывными течениями и, в некоторых случаях, полностью устраняет срыв. Найден также способ управления с помощью локального вдува через отдельные отверстия внутри области отрыва. Влияние структуры течения на аэродинамические характеристики будет целью дальнейших исследований. Наблюдения за перестройкой картины течения позволяют найти наиболее эффективные способы управления отрывом. Начатое в наших работах изучение восприимчивости крупномасштабных вихревых структур в отрывных течениях к внешним воздействиям – перспективное направление исследований, позволяющее найти эффективные способы управления обтеканием.

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. Козлов В. В. Физика структуры потоков. Отрыв потока // Соросовский образовательный журнал. 1998. Т. 29, № 4. С. 86–94.

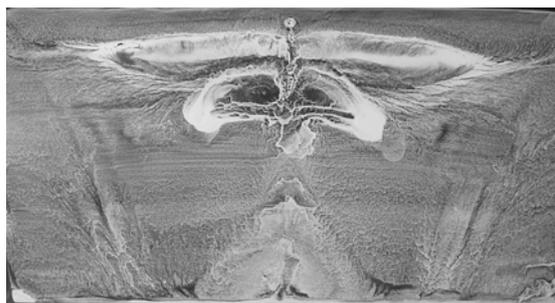


Рис. 10. Присоединенное течение при вдуве через одно отверстие, расположенное на месте выступа. Срыв потока удалось устранить

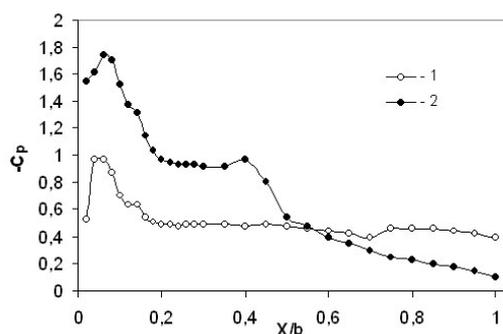


Рис. 11. Распределение статического давления на верхней поверхности крыла: 1 – без вдува; 2 – со вдувом



Рис. 12. Повышенная турбулентность, выступа нет. На крыле наблюдаются срыв потока и образование пары вихрей в зоне возвратного течения



Рис. 13. Повышенная турбулентность, установлена перегородка. Срыв потока удалось устранить

4. Колмаков Ю. А., Рыжов Ю. А., Столяров Г. И. и др. Исследование структуры обтекания прямоугольного крыла $\lambda = 5$ на больших углах атаки // Тр. ЦАГИ. 1985. Вып. 2290. С. 84–89.
5. Занин Б. Ю. Гистерезис отрывного обтекания модели прямого крыла при изменении скорости потока // ПМТФ. 1997. Т. 38, № 5. С. 80–84.
6. Winkelmann A. E., Barlow J. B. A flow-field model for a rectangular planform wing beyond stall // AIAA J. 1980. Vol. 18. No. 8. P. 1006–1008 (На рус. яз.: Винкельманн А. Э., Барлоу Дж. Б. Схема обтекания прямоугольного в плане крыла при срыве // РТК. 1980. Т. 18, № 8. С. 180–182).
7. Tobak M., Peake D. J. Topological structures on three-dimensional separated flows // AIAA Pap. 1981. No. 81-1260. 17 p.
8. Нейланд В. Я., Столяров Г. И. Об одном виде отрывного течения на прямоугольном крыле // Учен. зап. ЦАГИ. 1982. Т. 13, № 1. С. 83–88.
9. Нейланд В. Я., Столяров Г. И., Табачников В. Г. Влияние относительной толщины прямоугольного крыла малого удлинения и числа Рейнольдса на режимы перестройки структуры обтекания // Учен. зап. ЦАГИ. 1985. Т. 16, № 3. С. 1–10.
10. Dallman V. Topological structures on three-dimensional vortex flow separation // AIAA Pap. 1983. No. 83-1735. 25 p.
11. Vipps H. Experimental investigation of topological structures in three-dimensional separated flow // Boundary-Layer Separation / Eds. F. T. Smith, S. N. Brown. Berlin: Springer-Verlag, 1986. P. 379–382.
12. Головкин М. А., Горбань В. П., Симусева Е. В. и др. Обтекание прямого крыла при стационарных и квазистационарных внешних условиях // Учен. зап. ЦАГИ. 1987. Т. 18, № 3. С. 1–12.
13. Бойко А. В., Довгаль А. В., Занин Б. Ю. и др. Пространственная структура отрывных течений на крыловых профилях (обзор) // Теплофизика и аэромеханика. 1996. Т. 3, № 1. С. 1–14.
14. Занин Б. Ю., Козлов В. В., Проскрянов В. Г. Структура турбулентного отрыва на прямом крыле при различных условиях обтекания // Учен. зап. ЦАГИ. 1999. Т. 30, № 1–2. С. 77–83.
15. Чжен П. Управление отрывом потока. М.: Мир, 1979. 552 с.
16. Collins F. G., Zelenevitz J. Influence of sound upon separated flow over wings // AIAA J. 1975. Vol. 13. No. 3. P. 408–410.
17. Козлов В. В. Отрыв потока от передней кромки и влияние на него внешних возмущений // ПМТФ. 1985. № 2. С. 112–115.
18. Занин Б. Ю., Козлов В. В., Лушин В. Н. Влияние акустического поля на глобальный отрыв потока на модели крыла // Методы аэрофизических исследований. Новосибирск, 1990. С. 132–137.
19. Лушин В. Н. Обтекание крыла конечного размаха при внешнем звуковом воздействии // Изв. СО АН СССР. Сиб. физ.-техн. журн. 1992. № 4. С. 64–68.
20. Kozlov V. V., Groshe F.-R., Dovgal A. V. et al. Control of leading-edge separation by acoustic excitation // DLR-IB. Goettingen, 1993. No. 222-93. 50 p.
21. Зверков И. Д., Занин Б. Ю. Влияние формы поверхности крыла на отрыв потока // Теплофизика и аэромеханика. 2003. Т. 10, № 2. С. 205–213.
22. Занин Б. Ю., Козлов В. В., Маврин О. В. О способе управления глобальным отрывом потока // Теплофизика и аэромеханика. 1997. Т. 4, № 4. С. 381–385.

Материал поступил в редколлегию 11.12.2006