

УДК 532.526

М. В. Михаэлис, Б. Ю. Занин, М. М. Катасонов

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

Институт теоретической и прикладной механики
им. С. А. Христиановича СО РАН
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия
E-mail: mikhaeli_m@mail.ru

ВЛИЯНИЕ ТУРБУЛЕНТНОГО СЛЕДА НА ОТРЫВ ПОТОКА НА МОДЕЛИ КРЫЛА

Представлены результаты экспериментальных исследований обтекания модели прямого крыла в дозвуковой аэродинамической трубе. Модель была установлена под большим углом атаки, и на ее поверхности происходил отрыв потока вблизи передней кромки крыла. Исследовалось влияние внешних возмущений на такое течение. Возмущения в набегающем потоке создавались с помощью тонкой нити, натянутой перед моделью. Найдено, что возможно полное устранение отрыва, если след от нити попадает на поверхность модели.

Ключевые слова: экспериментальные исследования, аэродинамическая труба, отрыв потока, след от нити.

Отрыв потока с поверхности является одной из фундаментальных проблем в механике жидкости и газа. Это явление играет ключевую роль в аэродинамике летательных аппаратов. Отрыв может приводить к кардинальным изменениям средних во времени и нестационарных аэродинамических нагрузок с поверхности. Его исследованию посвящено множество работ как у нас в стране, так и за рубежом. Такое внимание объясняется тем, что отрыв потока приводит к уменьшению подъемной силы крыла и увеличению его сопротивления. Кроме того, эта задача представляет фундаментальный интерес для понимания природы процессов, происходящих в пограничном слое.

Явление отрыва потока заключается в том, что при определенных условиях среда (жидкость или газ) отходит от поверхности в силу ряда причин (вследствие неблагоприятного градиента давления и вязкости воздуха). В результате образуется область отрыва, появление которой сказывается на

маневренности, управляемости и аэродинамической эффективности транспортного средства.

Отрыв пограничного слоя тесно связан с распределением давлений на поверхности обтекаемого тела. Возможность отрыва пограничного слоя существует в области повышения давления по движению потока. Срыв возникает, когда кинетической энергии потока не хватает на преодоление положительного перепада давления. Поток останавливается и под действием давления начинает возвратное течение, которым и обусловлен отрыв (рис. 1).

При малых дозвуковых скоростях потока различают три вида отрыва в зависимости от угла атаки крыла: ламинарный отрывной пузырь, отрыв турбулентного пограничного слоя и глобальный отрыв или срыв с передней кромки.

При низких числах Рейнольдса и малых углах атаки течение после отрыва ламинарного пограничного слоя турбулизируется и

* Работа поддержана грантом Президента Российской Федерации для научных школ (НШ-454.2008.1), грантом Министерства образования и науки РФ (№ РНП 2.1.2.541).

может произойти присоединение течения к поверхности и образуется так называемый ламинарный отрывной пузырь (рис. 2).

Положение отрывного пузыря на крыле зависит от угла атаки, и скорости набегающего потока. При увеличении этих параметров отрывной пузырь сдвигается к передней кромке крыла, в задней части которого возникает еще один отрыв – турбулентного пограничного слоя.

При отрыве турбулентного пограничного слоя картина течения становится существенно трехмерной. В области отрыва возникает возвратное течение и вихревые структуры.

Срыв течения с передней кромки происходит при закритических углах атаки. Воз-

никает отрыв ламинарного пограничного слоя, но в отличие от двух других видов отрыва присоединения потока не происходит, и над большей частью поверхности появляется возвратное течение.

Структуры течения при срыве и при отрыве турбулентного пограничного слоя различаются. Благодаря комплексной визуализации обтекания с помощью шелковинок, масляной пленки и впрыска дыма в работе [1] были получены картины течения, демонстрирующие структуру как ламинарного, так и турбулентного отрывов на поверхности крыла. Схема течения при срыве соответствует рис. 3, а, а при турбулентном отрыве – рис. 3, б.

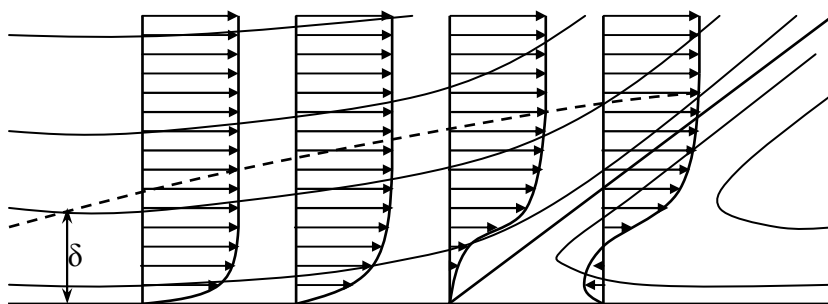


Рис. 1. Возникновение отрыва

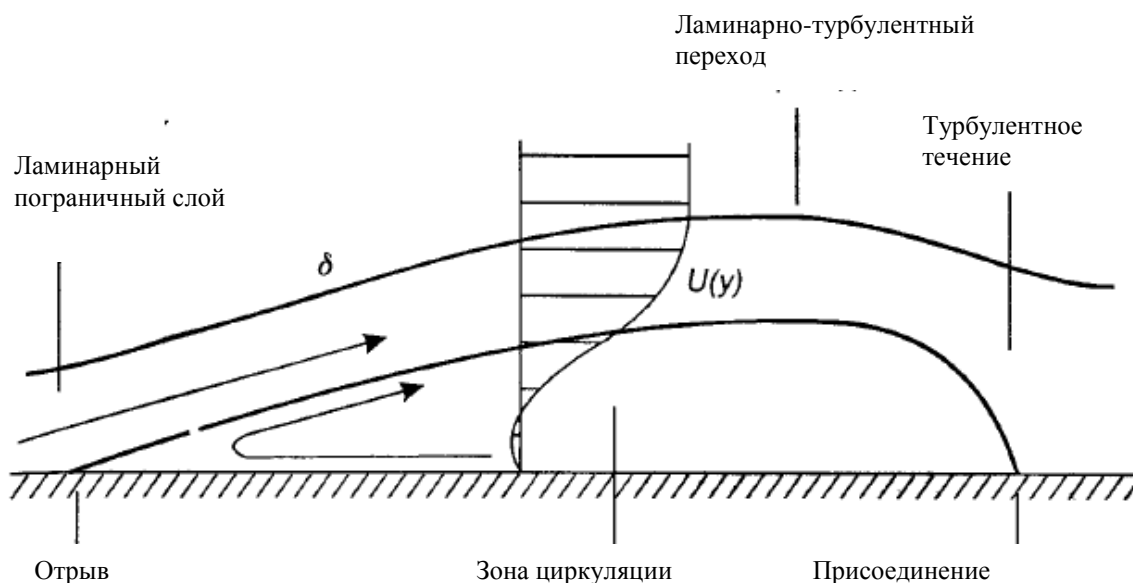


Рис. 2. Ламинарный отрывной пузырь

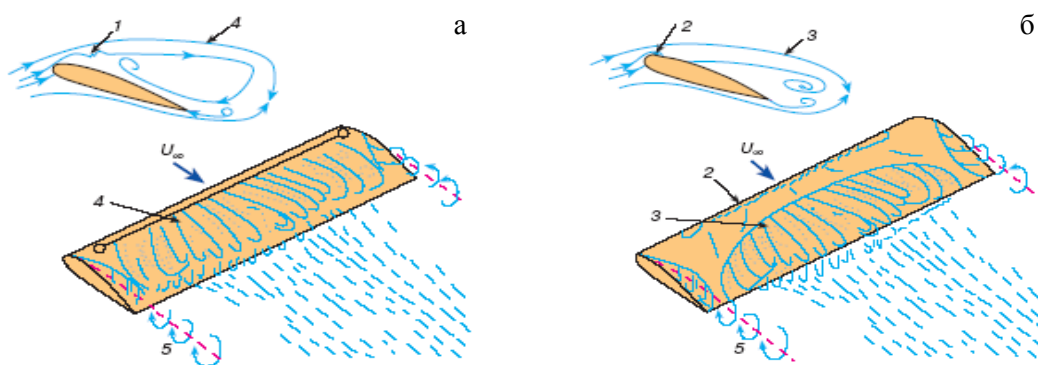


Рис. 3. Схема течения над поверхностью крыла при срыве с передней кромки (а) и при отрыве турбулентного пограничного слоя (б): 1 – область ламинарно-турбулентного перехода; 2 – зона ламинарного отрыва; 3 – область отрыва турбулентного течения; 4 – область срыва потока; 5 – концевые вихри

Постановка задачи исследований

В работе изучается влияние внешних возмущений на отрыв потока и на внутреннюю структуру зоны отрыва. Эта зона представляет собой сложное трехмерное вихревое образование с набором разнообразных вихрей, в том числе там существуют крупномасштабные вихри с осью вращения, нормальной к поверхности. Вследствие возникновения таких вихрей течение в области отрыва является всегда трехмерным, даже при обтекании двумерных тел двумерным потоком [1–20]. Конкретной фундаментальной задачей работы было экспериментальное изучение влияния вихревых возмущений набегающего потока на течение внутри зоны отрыва. Такие исследования необходимы для разработки новых способов управления течениями жидкости или газа в различных технических устройствах, где необходимо обеспечить безотрывное движение. Ранее в наших экспериментах по управлению обтеканием использовались выступы на крыле или волнистость его поверхности [2; 3].

В данной работе изучалось влияние следа за нитью на отрыв потока на модели крыла. Турбулентный след создавался тонкой нитью диаметром 0,2 мм. Нить устанавливалась на срезе сопла таким образом, чтобы след за ней попадал на верхнюю поверхность модели.

Методика эксперимента

Эксперименты проводились в дозвуковой аэродинамической трубе МТ-324 ИТПМ СО РАН с открытой рабочей частью $200 \times 200 \times 700$ мм. Степень турбулентности свободного потока в рабочей части, по известным данным, составляет около 0,4 %. Использовалась модель крыла с хордой 105 мм и размахом 230 мм. В начале рабочей части на срезе сопла закреплялась нить диаметром 0,5 мм. Нить располагалась параллельно передней кромке крыла. Модель устанавливалась под углом атаки $\alpha = 16^\circ$ на различных расстояниях от нити. В ходе эксперимента угол атаки и скорость набегающего потока не менялись. Скорость контролировалась с помощью трубки Пито – Прандтля.

В первую очередь была проведена визуализация картин течения на поверхности прямого крыла методом шелковинок. Метод состоит в следующем: к верхней поверхности модели крыла приклеиваются тонкие шелковинки, затем крыло устанавливается в рабочую часть аэродинамической трубы и шелковинки располагаются по направлению течения в данном месте. Образовавшаяся картина дает представление о направлении линий тока на поверхности крыла. В экспериментах скорость потока составляла 16 м/с, угол атаки от 0 до 16° . Для получения следа использовалась нить толщиной 0,2 мм. Для каждой из нити был измерен диапазон рас-

стояний от нее до модели, в котором происходило присоединение потока. После проведения эксперимента характерные картины течений фотографировались.

Во второй серии экспериментов были проведены термоанемометрические измерения амплитуды пульсаций и средней скорости потока в следе за нитью на различных расстояниях от нее (5, 50, 120, 220, 300 мм).

Для проведения термоанемометрических измерений была выбрана декартова система координат, в которой ось X направлена по потоку, ось Z – в горизонтальной плоскости, перпендикулярно потоку, а ось Y – по вертикали. За точку с координатами (0, 0, 0) выбран центр сопла.

В набегающем потоке со скоростью 16 м/с на срезе сопла на высоте 110 мм от нижней кромки сопла параллельно нижней кромке была закреплена нить. На различных расстояниях от нити $x = 5; 50; 120; 220$ мм был установлен предварительно оттарированный датчик термоанемометра. С помощью координатного устройства датчик термоанемометра перемещался по оси Z от точки с координатой $(x, 20, 0)$ до точки с координатой $(x, -20, 0)$ с шагом 0,1 мм.

В третьей серии экспериментов 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 оставляется там под воздействием набегающего потока до полного высыхания раствора. Образовавшаяся картина дает представление о предельных линиях тока на поверхности крыла. Были получены фотографии с отсутствием следа и со следом. После проведения эксперимента характерные картины течений фотографировались

Визуализация с помощью шелковинок

В первой серии экспериментов обнаружилось влияние следа за нитью на отрывное течение на прямом крыле. Изучалось влияние толщины нити, расстояния нити от кромки крыла и влияние скорости набегающего потока и угла атаки модели крыла.

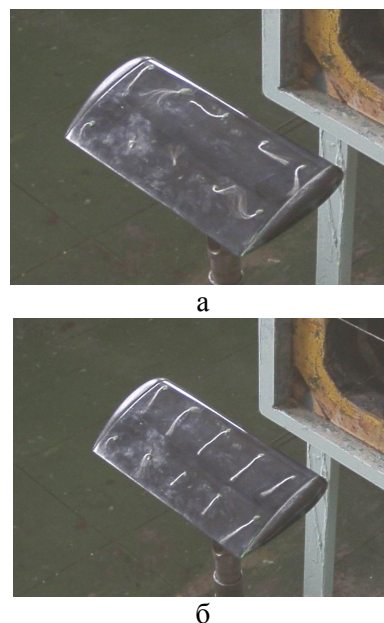


Рис. 4. Визуализация картин течения с помощью шелковинок: а – отсутствие следа за нитью, б – след за нитью присутствует

На рис. 4 представлены результаты визуализации без нити в набегающем потоке и с нитью, закрепленной на сопле рабочей части.

На рис. 4, а представлены результаты визуализации без нити (направление потока справа налево). Скорость потока составляла 16 м/с, угол атаки $\alpha = 16^\circ$. При таком режиме обтекания на модели крыла происходит срыв потока, и появляется возвратное течение, поэтому шелковинок направлены от задней кромки к передней. Как видно из рис. 4, б, после установки нити след за нитью присоединяет поток. Было решено проверить, как скорость набегающего потока и угол атаки влияют на эффект присоединения потока. Эксперименты по визуализации с помощью шелковинок показали, что эффект присоединения потока зависит от угла атаки и толщины нити, в то же время зависимость от расстояния между нитью и крылом не выявлена (в том диапазоне расстояний, в котором проводилась серия экспериментов) – при всех расстояниях между нитью и моделью, вплоть до больших расстояний (450 калибров), происходило присоединение потока. Также было установлено, что нить не обязательно должна находиться напротив кромки крыла. Местоположение нити может варьироваться по вертикали на небольшую величину, но так, чтобы след за

нитью попадал на поверхность крыла. Так, при расстоянии 300 мм между моделью крыла и нитью диапазон перемещения нити по вертикали составляет 20 мм (рис. 5).

Термоанемометрические измерения

После обнаружения эффекта присоединения потока под влиянием следа за нитью было решено провести термоанемометрические измерения параметров потока в следе за нитью. Данная серия измерений проводилась без использования модели крыла, изучался только след за нитью.

В результате были получены данные о средней скорости потока, об амплитуде пульсаций и их частотном составе в следе за нитью. Как описано выше, в эксперименте проводились измерения на различных расстояниях от нити. Толщина нити составляла 0,2 мм.

Рассмотрим подробнее каждый случай.

При малом расстоянии датчика термоанемометра от нити (5 мм) мы можем наблюдать (рис. 6), что средняя скорость потока за нитью уменьшается на 5 м/с, или примерно на 30%. В это же время пульсации потока увеличиваются в 15 раз. При этом толщина следа не превышает 4 мм.

При увеличении расстояния до 50 мм (рис. 7) мы можем наблюдать, что уменьшение скорости потока уже не такое значительное, как при расстоянии 5 мм, и уменьшение скорости составляет порядка 15% от скорости набегающего потока. Пульсации потока в следе, так же как и при 5 мм, присутствуют, но их величина существенно меньше, чем при 5 мм. В этом месте ширина следа составляет уже 10 мм. Возникает

предположение, что след за нитью начинает «расплываться», и влияние следа на поток ослабевает. Одновременно с «расплыванием» следа можем наблюдать и эволюцию следа в форму с двумя пиками пульсаций.

При увеличении расстояния между датчиком и нитью до 120 мм (рис. 8) наблюдаем, что в следе за нитью скорость потока уменьшилась примерно на такое же значение, как и в предыдущем эксперименте. А величина пульсаций ослабела. При этом след за нитью «расплылся» до 11 мм, и продолжает происходить разделение максимумов пульсаций.

Увеличение расстояния до 220 мм (рис. 9), показывает, что уменьшение скорости потока в следе за нитью практически не отличается от уменьшения скорости потока в следе при 120 мм. Пульсации при этом также уменьшаются, и два максимума пульсаций сохраняются. При этом ширина следа не изменилась и составляет 11 мм.

При увеличении расстояния до 300 мм (рис. 10) скорость потока в следе за нитью примерно такая же, как и в предыдущих случаях. А вот термоанемометрические измерения пульсаций потока отличаются от предыдущих. На рис. 10 видно, что произошла турбулизация всего потока в следе и вне следа. При этом пульсации в следе лишь незначительно превышают пульсации в окружающем потоке.

Отдельно следует рассмотреть частотные спектры пульсаций за нитью. Перед проведением данных экспериментов было высказано предположение, что след представляет собой вихревую дорожку Кармана. Однако, как видно из частотных спектров (см. рис. 6–10), это предположение оказалось неверным, и спектр соответствует турбу-

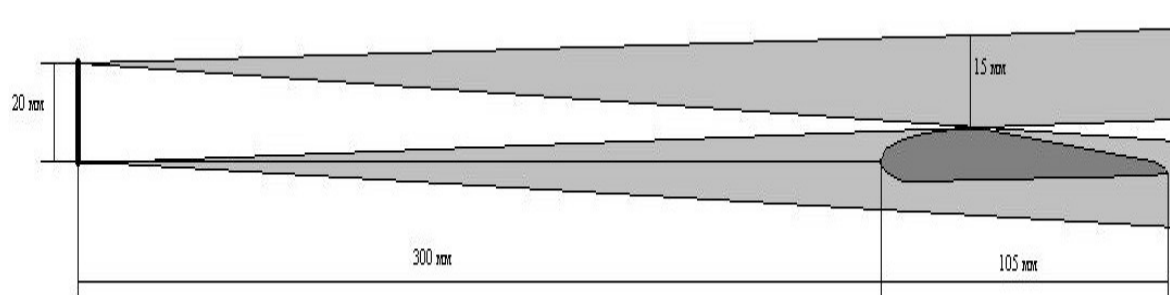


Рис. 5. Схематическое изображение расширения следа за нитью

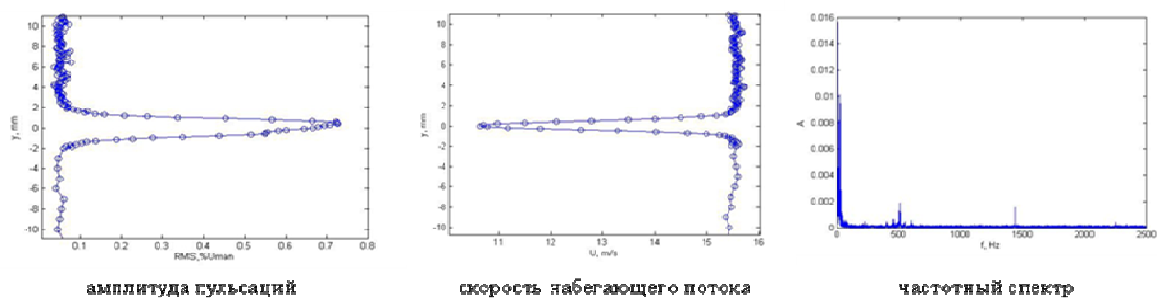


Рис. 6. Термоанемометрические измерения при $L = 5$ мм

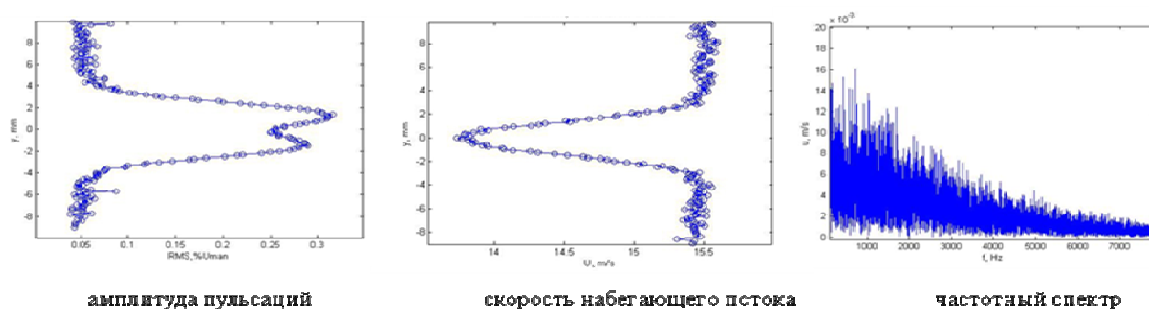


Рис. 7. Термоанемометрические измерения при $L = 50$ мм

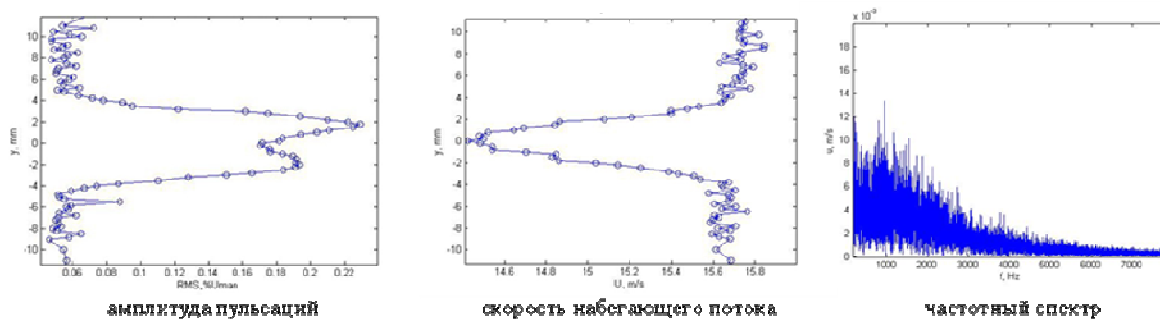


Рис. 8. Термоанемометрические измерения при $L = 120$ мм

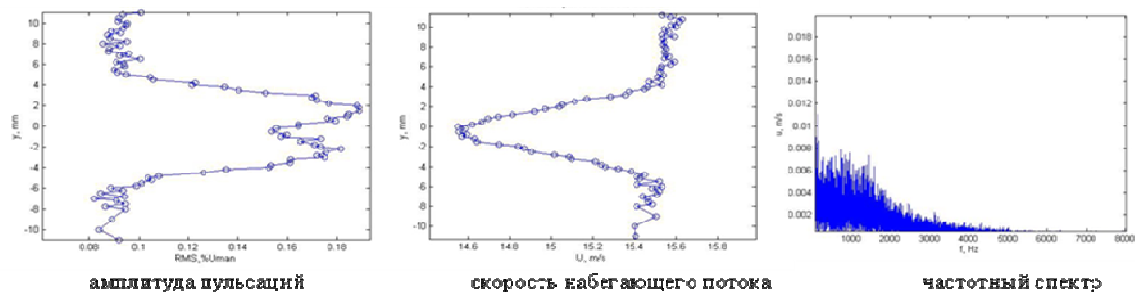


Рис. 9. Термоанемометрические измерения при $L = 220$ мм

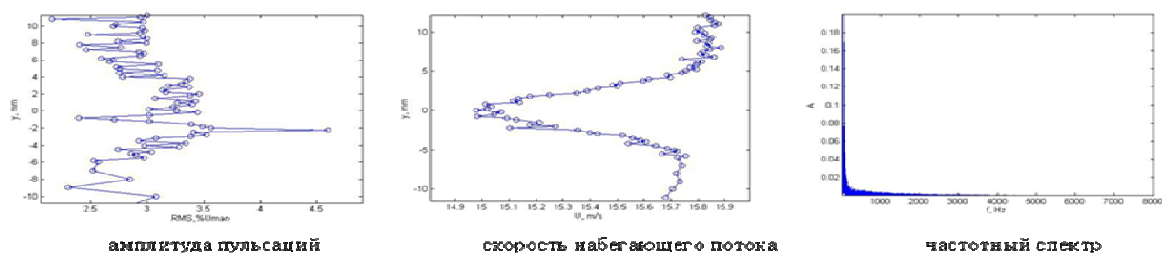


Рис. 10. Термоанемометрические измерения при $L = 300$ мм



Рис. 11. Сажемастная визуализация при $L = 50$ мм:
а – след за нитью отсутствует; б – след за нитью присутствует



Рис. 12. Сажемастная визуализация при $L = 120$ мм:
а – след за нитью отсутствует; б – след за нитью присутствует



Рис. 13. Сажемастная визуализация при $L = 220$ мм:
а – след за нитью отсутствует; б – след за нитью присутствует



Рис. 14. Сажемастная визуализация при $L = 300$ мм:
а – след за нитью отсутствует; б – след за нитью присутствует

лентному потоку в следе за нитью. Такая же форма частотного спектра наблюдается и на остальных расстояниях от нити.

Сажемасляная визуализация

Третья серия экспериментов заключалась в проведении сажемасляной визуализации обтекания модели крыла, расположенной на расстояниях, в которых были проведены термоанемометрические измерения потока.

Эксперименты с сажемасляной визуализацией проводились при угле атаки $\alpha = 16^\circ$ и при скорости набегающего потока 16 м/с. Для каждого расстояния L были получены картины течения без следа и со следом за нитью.

При расстоянии $L = 50$ мм наблюдаем картину течения с нитью (рис. 11, *а*) и без нити (рис. 11, *б*). Как видно из рисунка, при данном расстоянии от нити при срыве потока присутствует возвратное течение от задней кромки крыла к передней. Затем – растекание потока от центра крыла к двум фокусам в правой и левой кромках крыла. Также можем наблюдать, что между линией отрыва и линией растекания существует застойная зона. Это достаточно известная и изученная картина течения (известная из предыдущих работ по отрывам потока).

После установки нити картина течения кардинальным образом изменилась (рис. 11, *б*): произошло присоединение потока. Вблизи передней кромки образовалась вихревая структура, которую можно определить как локальный отрывной пузырь. Позади этой структуры, в задней части модели, существует два вихря, расположенных в центральной зоне. Эти структуры также хорошо известны из предыдущих экспериментов. Позади этой структуры наблюдаем присоединенное течение от передней кромки к задней. По краям модели крыла хорошо видны концевые эффекты, которые проявляются в том, что возникают зоны треугольной формы по краям крыла в его правой и левой частях. Это связано с перетеканием потока с нижней поверхности крыла на верхнюю.

Аналогичная картина течения наблюдается при расстоянии 120 мм между моделью и нитью (рис. 12): также присутствует возвратное течение, и есть два фокуса вихрей.

А в присоединенном течении наблюдаем ламинарно-отрывной пузырь и присоединенное течение позади пузыря с направлением линий тока от передней кромки к задней.

Несколько изменяется картина течения при расстоянии 220 мм. При срыве картина течения существенно отличается от наблюдаемых картин в двух предыдущих случаях. Фокусы вихрей несколько искажаются, становятся меньше по размерам, и наблюдается большая область течения позади этих фокусов от задней кромки крыла к передней. Можно утверждать, что фокусы этих вихрей расплываются (рис. 13, *а*). Природа этого явления еще не известна, но, скорее всего, это связано с нарастанием общего уровня пульсаций в набегающем потоке на таком расстоянии от сопла до модели. При этом, после установки нити, по-прежнему наблюдаем присоединение потока и достаточно типичную картину течения с образованием ламинарно-отрывного пузыря вблизи передней кромки модели крыла (рис. 13, *б*) и присоединенное течение на всей остальной поверхности крыла. Следует отметить, что два вихря в центральной части крыла, позади ламинарно-отрывного пузыря, значительно уменьшились в размерах, и от них остались только слабые следы.

При расстоянии 300 мм в случае срыва картина течения также существенно отличается от предыдущих. Это можно объяснить достаточно большим уровнем пульсаций в набегающем потоке. Здесь при срыве наблюдаем картину течения, похожую на отрывной пузырь и на отрыв турбулентного пограничного слоя вблизи задней кромки модели крыла (рис. 14, *а*). Однако даже на этом расстоянии установка нити оказывает существенное влияние на набегающий поток (рис. 14, *б*). Изменяется форма ламинарно-отрывного пузыря в передней кромке, и, кроме того, исчезает отрыв турбулентного пограничного слоя с задней кромки модели крыла.

Выводы

В работе проведено исследование влияния следа за нитью на отрыв потока, возникающий на подветренной поверхности крыла.

ла при обтекании дозвуковым потоком воздуха. Выполнялась визуализация картин течения методом сажемасляных покрытий и методом шелковинок, проводились термоанемометрические измерения. В ходе эксперимента получены следующие результаты.

1. В аэродинамической трубе получены картины течения на поверхности прямого крыла на различных расстояниях модели крыла от сопла.

2. Выполнены термоанемометрические измерения следа за нитью в набегающем потоке.

3. Показаны особенности структуры течения:

- при отсутствии следа за нитью;
- в присутствии следа за нитью.

3. Продемонстрировано влияние следа за нитью на отрыв потока.

4. Изучены возможности улучшения обтекания крыла за счет устранения срыва новым методом – с помощью воздействия на поток следом за нитью.

Список литературы

1. *Winkelmann A. E., Barlow J. B.* A Flow Field Model for a Rectangular Platform Wing beyond Stall // AIAA J. 1980. Vol. 18. No. 8. P. 1006–1008.
2. *Winkelmann A. E.* Flow Field Studies behind a Wing at Low Reynolds Number // AIAA Pap. 1990. No. 90-1471. 18 p.
3. *Нейланд В. Я., Столяров Г. И.* Об одном виде отрывного течения на прямоугольном крыле малого удлинения // Учен. зап. ЦАГИ. 1982. Т. 13, № 1. С. 83–88.
4. *Колмаков Ю. А., Рыжов Ю. А., Столяров Г. И., Табачников В. Г.* Исследование структуры обтекания прямоугольного крыла $\alpha = 5$ на больших углах атаки // Тр. ЦАГИ. 1985. Вып. 2290. С. 84–89.
5. *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.
6. *Vippes H.* Experimental Investigation of Topological Structures in Three-Dimensional Separated Flow // Boundary-Layer Separation / Eds. F. T. Smith, S. N. Brown. Berlin: Springer, 1987. P. 379–382.
7. *Головкин М. А., Горбань В. П., Симушева Е. В., Стратонович А. Н.* Обтекание прямого крыла при стационарных и квазистационарных внешних условиях // Учен. зап. ЦАГИ. 1987. Т. 18, № 3. С. 1–12.
8. *Лушин В. Н.* Обтекание крыла конечного размаха при внешнем звуковом воздействии // Сиб. физ.-техн. журн. 1992. № 4. С. 64–68.
9. *Kozlov V. V., Grosche F.-R., Dovgal A. V. et al.* Control of Leading-Edge Separation by Acoustic Excitation // DLR-IB. No. 222-93. Goettingen, 1993. 50 p.
10. *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.
11. *Занин Б. Ю.* Гистерезис отрывного обтекания модели прямого крыла при изменении скорости потока // ПМТФ. 1997. Т. 38, № 5. С. 80–84.
12. *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.
13. *Козлов В. В.* Физика структуры потоков. Отрыв потока // Соросовский образовательный журнал. 1998. Т. 29, № 4. С. 86–94.
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. *Довгаль А. В., Жаркова Г. М., Занин Б. Ю., Коврижина В. Н.* Применение жидкокристаллических покрытий для исследования отрыва потока // Учен. зап. ЦАГИ. 2001. Т. 32, № 3–4. С. 157–164.
16. *Зверков И. Д., Занин Б. Ю.* Влияние формы поверхности крыла на отрыв потока // Теплофизика и аэромеханика. 2003. Т. 10, № 2. С. 205–213.
17. *Брыляков А. П., Жаркова Г. М., Занин Б. Ю., Коврижина В. Н., Сбоев Д. С.* Отрыв потока на прямом крыле при повышенной внешней турбулентности // Учен. зап. ЦАГИ. 2004. Т. 35, № 1–2. С. 57–62.
18. *Занин Б. Ю., Зверков И. Д., Козлов В. В., Павленко А. М.* О новых методах

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

19. 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. 114–120.

20. 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.

Материал поступил в редколлегию 15.12.2010

M. V. Mikhaelis, B. Yu. Zanin, M. M. Katasonov

INFLUENCE OF TURBULENT WAKE UPON FLOW SEPARATION ON A WING MODEL

The experimental investigations results of the flow over a straight wing model, placed at the subsonic wind tunnel are presented. The model was installed at high angle of attack so that the flow separation have place near the leading edge. An influence of external disturbances on such flow is studied. Free stream disturbances were generated by thin wire stretched in front of wing model. It is found that the separation can be completely removed when the wire wake achieve a wing upper surface.

Keywords:. experimental investigations, subsonic wind tunnel, flow separation, wire wake.