

ГИСТЕРЕЗИС ОТРЫВНОГО ОБТЕКАНИЯ МОДЕЛИ ПРЯМОГО КРЫЛА ПРИ ИЗМЕНЕНИИ СКОРОСТИ ПОТОКА

УДК 533.69.011

Б. Ю. Занин

Институт теоретической и прикладной механики СО РАН, 630090 Новосибирск

Известно, что при последовательном увеличении и уменьшении угла атаки крыла существуют различия в его аэродинамических характеристиках, таких как подъемная сила и лобовое сопротивление [1], что связано с неединственностью картины обтекания крыла в некотором диапазоне углов атаки [2, 3].

В [4, 5] было обнаружено, что гистерезисные явления возможны и при обтекании крыла, установленного под постоянным углом атаки, если скорость потока сначала увеличивается, а затем уменьшается. В этих работах изучался глобальный отрыв (срыв с передней кромки) на модели прямого крыла. В [4] показано, что увеличение скорости может привести к устранению отрыва, а при последующем уменьшении скорости отрыв снова возникает при другой скорости, более низкой, т. е. существует гистерезис обтекания в некотором диапазоне скоростей потока. Угол атаки крыла при этом не изменялся. Обнаружено также [4], что при помощи акустического воздействия на течение в гистерезисном диапазоне скоростей можно добиться необратимого присоединения потока к поверхности крыла, т. е. без восстановления отрыва после выключения звука. При скоростях потока ниже гистерезисного диапазона скоростей звуковое воздействие приводит к обратимому присоединению — после выключения звука отрыв восстанавливается.

При глобальном отрыве (срыве) потока с передней кромки над крылом формируется обширная отрывная область, лежащая над всей поверхностью крыла от линии отрыва до задней кромки. Важной особенностью глобального отрыва, отмеченной многими авторами, является трехмерность течения в отрывной области, выражающаяся в возникновении пары крупномасштабных вихрей, вращающихся в плоскости крыла (см., например, [3, 5–8]).

Типичная картина течения на верхней поверхности крыла при глобальном отрыве показана на рис. 1. Вклад трехмерной вихревой структуры отрывного течения в возникновение гистерезиса пока не исследован. Поэтому цель данной работы — получить картины течения на поверхности крыла в гистерезисном диапазоне режимов обтекания

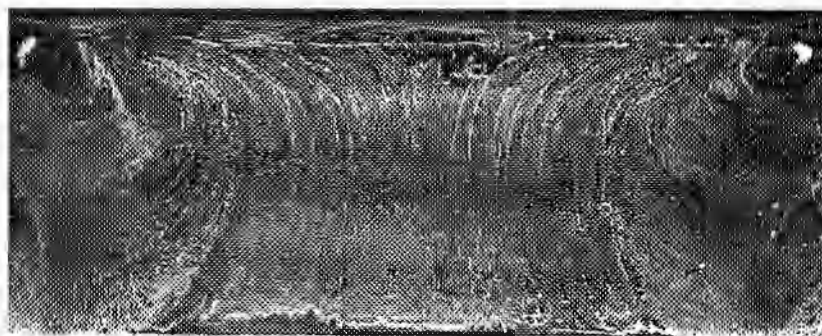


Рис. 1

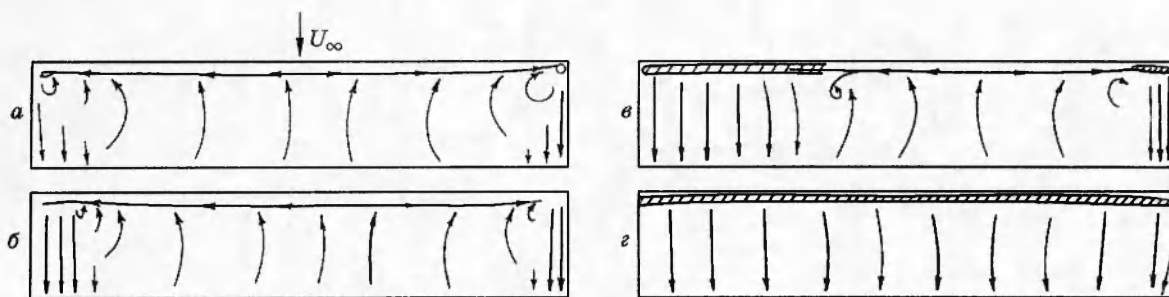


Рис. 2

и определить, к каким изменениям трехмерной структуры отрывного течения приводит последовательное увеличение и уменьшение скорости потока и как эти изменения связаны с гистерезисом. Исследовалось также влияние акустического воздействия на картину течения.

Эксперименты проводились в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ СО РАН. Использовалась модель прямоугольного в плане крыла, имеющая симметричный профиль с относительной толщиной 10 %. Размах модели 945 мм, длина хорды 196 мм (удлинение 4,82). По краям модели были установлены шайбы (вертикальные пластины) для предотвращения перетекания потока. Угол атаки модели составлял 8° и в ходе экспериментов не изменялся. Результаты получены с помощью визуализации поверхностных линий тока методом масляной пленки.

При увеличении скорости потока от 0 до 22 м/с на модели, как показали измерения с помощью термоанемометра, существовал срыв потока с передней кромки (глобальный отрыв). При достижении скорости 22 м/с (число Рейнольдса по хорде $2,9 \cdot 10^5$) происходило присоединение потока. Затем скорость потока уменьшалась. Глобальный отрыв потока на модели восстанавливался при скорости 16 м/с (число Рейнольдса по хорде $2,1 \cdot 10^5$). Таким образом, в диапазоне $16 \div 22$ м/с существует гистерезис обтекания модели. Визуализация поверхностных линий тока с помощью масляной пленки позволила выяснить особенности картины обтекания при гистерезисе. На рис. 2 показаны полученные с помощью визуализации схемы течения на поверхности крыла при увеличении скорости потока U_∞ . При $U_\infty = 15,4$ м/с (ниже диапазона гистерезиса) на модели существует глобальный отрыв (срыв) потока с передней кромки (рис. 2, а). Линии тока на поверхности модели показывают существование двух вихрей, вращающихся в противоположном направлении в плоскости крыла, с фокусами, расположенными вблизи передней кромки по краям модели. Над большей частью поверхности модели поток движется от задней кромки к передней. Вблизи передней кромки поток движется вдоль линии растекания к фокусам. По краям модели вблизи задней кромки течение присоединенное, что, по-видимому, является следствием влияния вихрей, возникающих в углах, образованных поверхностью модели и шайбами. Полученная картина типична для глобального отрыва потока на данной модели и описана в [5, 7]. Увеличение скорости до 17,6 м/с (внутри диапазона гистерезиса) приводит к присоединению потока по краям модели (рис. 2, б). На остальной части модели сохраняются глобальный отрыв потока и вихревое течение от задней кромки к передней. При дальнейшем увеличении скорости до 20,8 м/с (рис. 2, в) зоны присоединенного течения по краям модели значительно расширяются. В обеих зонах формируются вблизи носка модели ламинарные отрывные пузыри (заштрихованные области), параллельные передней кромке модели. При $U_\infty = 23,2$ м/с (выше диапазона гистерезиса) течение полностью присоединенное (рис. 2, г). Вблизи передней кромки хорошо виден ламинарный отрывной пузырь по всей ширине модели (заштрихован).

При последующем снижении скорости потока от $U_\infty = 23,2$ м/с (рис. 3, а) до $U_\infty =$

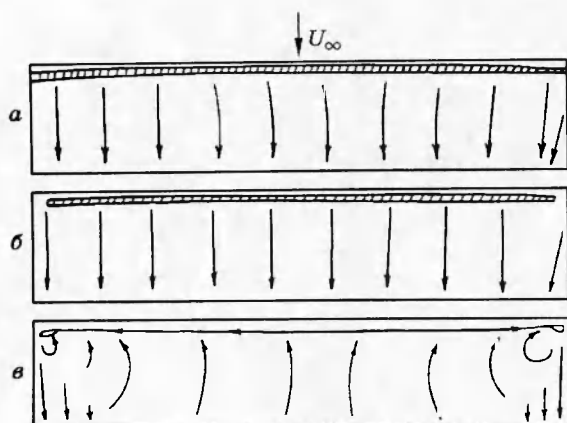


Рис. 3

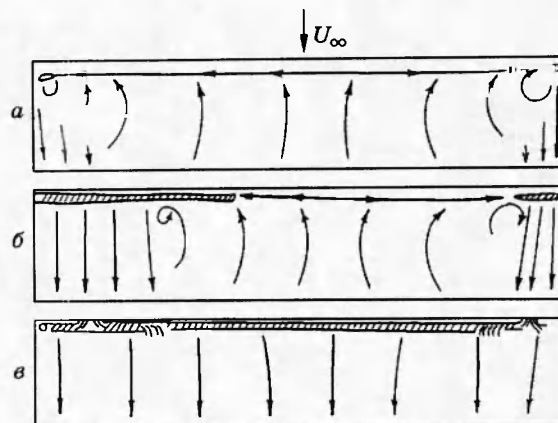


Рис. 4

17,6 м/с (рис. 3,б) течение остается присоединенным. Поток отрывается при снижении скорости до 16 м/с. При $U_\infty = 15,4$ м/с (рис. 3,в) наблюдается отрывное течение, как и до повышения скорости. Таким образом, явление гистерезиса в отрывном обтекании крыла при постоянном угле атаки связано с тем, что при увеличении скорости поток присоединяется постепенно, начиная с краев модели, а при ее уменьшении поток остается полностью присоединенным, пока это возможно, а затем происходит восстановление отрыва сразу на всей поверхности крыла. Ранее [1–3] подобное явление обнаружено при исследованиях гистерезиса, возникающего при изменении угла атаки крыла — при увеличении угла атаки отрыв происходил мгновенно, а при уменьшении угла атаки присоединение было постепенным.

Изучено влияние внешнего звукового воздействия на картину течения при отрыве. При $U_\infty = 15,4$ м/с присоединение происходит при звуковом воздействии на частотах от 2800 до 7100 Гц. После выключения звука отрыв восстанавливается, т. е. присоединение обратимое. На рис. 4 показано изменение картины обтекания при $U_\infty = 15,4$ м/с в результате звукового воздействия с частотой 4500 Гц. До воздействия (рис. 4,а) модель обтекается с глобальным отрывом потока от передней кромки. При небольшом уровне акустического воздействия поток присоединяется по краям модели (рис. 4,б). В каждой области присоединенного течения образуется ламинарный пузырь вблизи передней кромки. Дальнейшее увеличение уровня звука приводит к полному присоединению потока к модели (рис. 4,в). Ламинарные пузыри соединяются в один, расположенный вблизи передней кромки модели. Этот ламинарный пузырь имеет разрывы, как показано на рис. 4,в, через которые, по-видимому, происходит перетекание потока. После выключения звука восстанавливается первоначальное отрывное течение.

Необратимое присоединение потока наблюдалось при $U_\infty = 17,6$ и 20,8 м/с (внутри диапазона гистерезиса). В этих случаях после выключения звука поток остается присоединенным. Диапазон частоты звука 3000 ÷ 6000 Гц. Изменение картины течения при необратимом присоединении потока после акустического воздействия иллюстрирует рис. 5 ($U_\infty = 20,8$ м/с). До воздействия поток присоединен по краям, а в центральной части модели существует область отрыва (рис. 5,а). После включения звука с частотой 5000 Гц происходит присоединение потока по всей поверхности модели (рис. 5,б). После выключения звука поток остается присоединенным. Ламинарный пузырь не имеет разрывов, в отличие от случая обратимого присоединения. Таким образом, можно сделать вывод о том, что необратимое устранение отрыва возможно, если по краям модели течение уже присоединенное.

Для того чтобы оценить влияние краевых эффектов на структуру течения, проведена

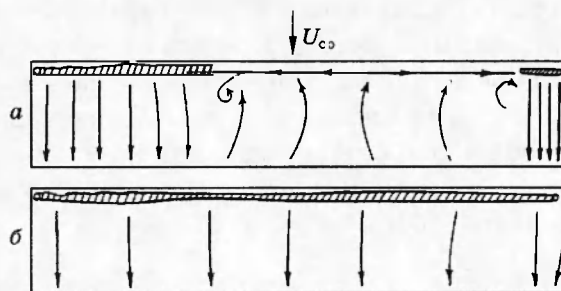


Рис. 5

визуализация для случая, когда глобальный отрыв занимает не всю поверхность модели, а только ее центральную часть. Вблизи передней кромки модели были приклеены линейные выступы (нитка толщиной 0,5 мм и длиной 130 мм) с каждого края модели. Это значительно изменило картину течения. На модели при $U_\infty = 15,4$ м/с образовались три зоны отрыва: одна в центральной части модели и две по краям за выступами (рис. 6, а). В каждой из зон сформировалось по два вихря с фокусами по краям отрывной зоны. Исследовалось влияние скорости потока на отрыв в центральной части модели, которая теперь имела по краям не вертикальные стенки (шайбы), а другие отрывные зоны. Оказалось, что отрывное течение здесь сохраняется до $U_\infty = 22,6$ м/с. При достижении этой скорости поток присоединяется. При последующем уменьшении скорости восстановление отрыва происходит при $U_\infty = 17,4$ м/с. Для отрыва, занимающего всю поверхность крыла, как показано выше, гистерезис наблюдается при $U_\infty = 16 \div 22$ м/с, т. е. диапазон гистерезиса несколько изменяется. Увеличение скорости до $U_\infty = 20,2$ м/с приводит к постепенному присоединению потока и образованию ламинарных пузырей вблизи передней кромки по краям центральной отрывной области (рис. 6, б) аналогично тому, как это происходило, когда область отрыва занимала всю поверхность крыла. При $U_\infty = 22,9$ м/с течение полностью присоединенное (рис. 6, в), а ламинарный пузырь вблизи передней кромки занимает весь размах центральной отрывной зоны между выступами. За выступами по краям модели отрыв сохраняется. При последующем уменьшении скорости течение в центральной зоне остается полностью присоединенным до нижней границы диапазона гистерезиса, после чего восстанавливается глобальный отрыв (рис. 7, а–в для $U_\infty = 22,9$; 20,2; 15,4 м/с).

Таким образом, в данной работе впервые исследована трехмерная структура течения

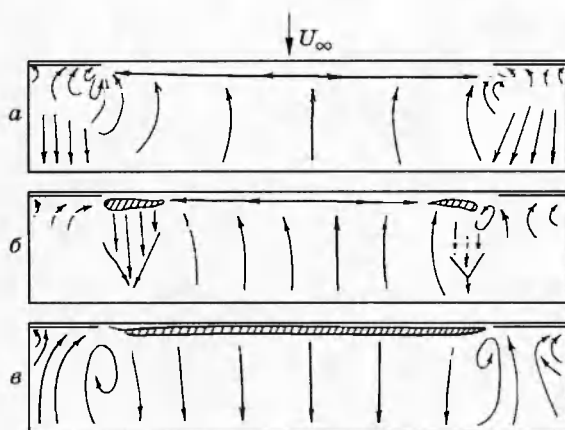


Рис. 6

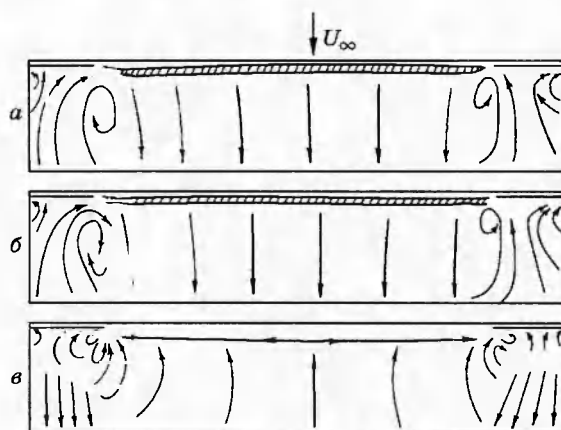


Рис. 7

над поверхностью модели крыла, установленной при постоянном угле атаки, в гистерезисном диапазоне скоростей потока. Явление гистерезиса связано с тем, что при увеличении скорости потока присоединение происходит постепенно, начиная с краев модели, а при уменьшении скорости поток остается полностью присоединенным, пока это возможно, а затем восстанавливается глобальный отрыв сразу над всей поверхностью крыла.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (код проекта 97-01-00821).

ЛИТЕРАТУРА

1. Курьянов А. И., Столяров Г. И., Штейнберг Р. И. О гистерезисе аэродинамических характеристик // Уч. зап. ЦАГИ. 1979. Т. 10, № 3. С. 12–15.
2. Нейланд В. Я., Столяров Г. И., Табачников В. Г. Влияние относительной толщины прямоугольного крыла малого удлинения и числа Рейнольдса на режимы перестройки структуры обтекания // Уч. зап. ЦАГИ. 1985. Т. 16, № 3. С. 1–10.
3. Колмаков Ю. А., Рыжов Ю. А., Столяров Г. И., Табачников В. Г. Исследование структуры обтекания прямоугольного крыла $\lambda = 5$ на больших углах атаки // Тр. ЦАГИ. 1985. Вып. 2290. С. 84–89.
4. Занин Б. Ю., Козлов В. В., Лушин В. Н. Управление отрывом потока на прямом и скользящем крыле при помощи звукового воздействия // Сиб. физ.-техн. журн. 1992. Вып. 3. С. 32–36.
5. Лушин В. Н. Обтекание крыла конечного размаха при внешнем звуковом воздействии // Сиб. физ.-техн. журн. 1992. Вып. 4. С. 64–68.
6. Kozlov V. V., Grosche F.-R., Dovgal A. V., et al. Control of Leading-Edge Separation by Acoustic Excitation. Goettingen, 1993 (Report/DLR; № 222-93).
7. Бойко А. В., Довгаль А. В., Занин Б. Ю. и др. Топология глобального отрыва на модели крыла в присутствии источников стационарных возмущений // Теплофизика и аэромеханика. 1995. Т. 2, № 1. С. 37–45.
8. Winkelmann A. E., Barlow J. B. A flowfield model for a rectangular planform wing beyond stall // AIAA J. 1980. V. 18, N 8. P. 1006–1008. (Рус. пер. Ракетная техника и космонавтика. 1980. Т. 18, № 8. С. 180–182).

Поступила в редакцию 29/I 1996 г.
