

мента. Постоянная k_1 определялась из условия равенства максимальных скоростей. Как видно из сравнения, имеется удовлетворительное совпадение результатов на головной части профиля, хотя его форма весьма далека от эллипса.

В случае наличия угла атаки и скоса потока процедура определения поля течения следующая: общая скорость набегающего потока раскладывается на три составляющие. Для каждой составляющей определяется соответствующее поле скоростей на теле (с разными значениями постоянной k). Далее поля складываются, и по результирующему полю находится распределение давления.

В заключение отметим, что С. А. Чаплыгин [2], рассматривая обтекание парабола вращения показал, что для получающегося в этом случае течения имеет место формула (1.5) при $k=1$. В работе [2] при проведении преобразования координат для случая эллипсоида вращения фактически получена формула, аналогичная (1.4). Однако не было замечено, что на основе этой формулы можно упростить представление результатов, и она имеет место в общем случае для произвольного эллипсоида.

Автор признателен Г. Ю. Степанову и А. Г. Петрову за полезное обсуждение содержания работы.

Поступила 21 VII 1975

ЛИТЕРАТУРА

1. Кочин Н. Е., Кибель И. А., Розе Н. В. Теоретическая гидромеханика, т. 1. Л.—М., Гостехиздат, 1948.
2. Чаплыгин С. А. К вопросу о вычислении силы сопротивления воздуха полету снарядов с различными очертаниями головной части. Собр. соч., т. 2. Л., Изд-во АН СССР, 1933.
3. Фабрикант Н. Я. Аэродинамика. М., «Наука», 1964.

УДК 533.6.011.34—3

ВИЗУАЛЬНОЕ ИЗУЧЕНИЕ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ КАРТИНЫ ТЕЧЕНИЯ ОКОЛО ТРЕУГОЛЬНОГО КРЫЛА В ДОЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

В. М. БОЖКОВ, А. С. МОЗОЛЬКОВ, В. И. ПАЛАЕВ

(Москва)

Экспериментальные методы, в частности методы визуализации, позволяют достаточно подробно представить пространственное течение около тел сложной формы, расчет которого связан с рядом трудностей. В данной работе с помощью трех визуальных способов изучалось обтекание треугольного крыла в диапазоне скоростей набегающего потока $1 \div 90$ м/сек. Так как основную роль в формировании течения над поверхностью крыла играет отрыв потока и образование системы вихрей, то главной целью эксперимента было проследить в динамике физический процесс развития обтекания, приводящий к отрыву и вихреобразованию.

Для исследования была выбрана модель треугольного крыла с симметричным профилем и скругленной передней кромкой. Угол стреловидности 60° , центральная хорда $b=0.52$ м и размах $L=0.6$ м. Вдоль крыла на равном расстоянии друг от друга $Z=0.15b$ заподлицо с поверхностью размещались три электроподогревателя, позволяющие методом локального подогрева [1] наблюдать обтекание в трех сечениях, параллельных вектору скорости набегающего потока. Модель с помощью державки на вакуумной присоске устанавливалась в рабочей части квадратного сечения 1×1 м² малотурбулентной дозвуковой аэродинамической трубы под углами атаки $\alpha=0, 5, 10, 15, 20^\circ$ и углами рыскания $\beta=0, 6, -6^\circ$. Скорость набегающего потока могла непрерывно изменяться от 0 до 90 м/сек.

В конце рабочей части аэродинамической трубы размещалась стеклянная призма, позволяющая производить фотографирование и скоростную киносъемку через боко-

вое окно вид модели сзади при изучении обтекания крыла с помощью шелковинок [2]. Сетка с шелковинками могла перемещаться вдоль модели и позволяла проследить вихреобразование на боковых кромках крыла в различных сечениях, перпендикулярных вектору скорости набегающего потока. Течение на поверхности визуализировалось с помощью масляных точек [3], дающих положение предельных линий тока, линий присоединения и линий вторичного отрыва. Получаемая картина растекания после каждого испытания фотографировалась, а процесс установления наблюдался визуально через боковое окно рабочей части.

Таким образом, примененный комплекс визуальных методов позволял наблюдать течение в трех некомпланарных поверхностях: на верхней стороне крыла, в перпендикулярной (шелковинки) и параллельной (метод локального подогрева) вектору скорости набегающего потока плоскостях — и, следовательно, давал представление о пространственном обтекании модели в целом.

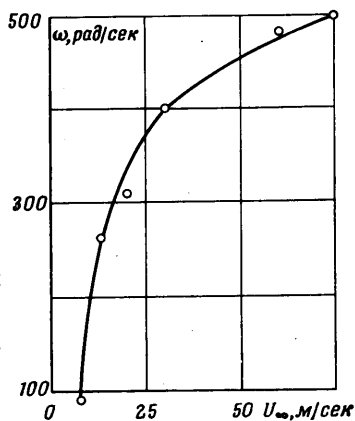
С помощью масляных точек на всех режимах испытания крыла были определены зоны течения, а также зависимость их расположения от параметров α , β , U_∞ . При углах атаки модели 0 и 5° верхняя поверхность обтекалась безотрывно во всем диапазоне скоростей набегающего потока. Для $\alpha=10, 15$ и 20° из-за отрыва потока на боковых кромках крыла происходило перераспределение поверхностных линий тока с появлением хорошо заметных линий присоединения и вторичного отрыва. В целом полученные качественные результаты по предельным поверхностным линиям тока при испытанных α, β, U_∞ аналогичны результатам других авторов, например [3, 4], и в данном исследовании использовались для нахождения местоположения вихрей, сходящихся с боковых кромок.

Методом шелковинок было определено расположение вихревых конических жгутов в зависимости от α, β, U_∞ , и вычислена угловая скорость закручивания вихря ω . Например, линейный размер вихревого жгута в поперечном сечении вблизи задней кромки, который определялся визуально по сетке с шелковинками, 0,4 L при $\alpha=15^\circ, \beta=0$ и $U_\infty=30$ м/сек. При введении угла рыскания $\beta=\pm 6^\circ$ ранее имевшая место симметричная картина нарушалась из-за увеличения размеров вихря с одной стороны крыла и уменьшения с другой. На фиг. 1 приводится пример изменения угловой скорости вихрей, сходящихся с боковой кромки модели, в зависимости от значения U_∞ , угол атаки $\alpha=15^\circ$. При просмотре кинокадров скоростной киносъемки оказалось, что вихревые жгуты по обеим сторонам испытываемого крыла в целом нестационарны. Произвольно вихри могут разрушаться либо изменять форму, причем неодновременно слева и справа. Однако затем происходит восстановление первоначального режима.

Динамику течения вблизи трех хорд крыла, где производилась визуализация методом локального подогрева, можно проследить по кинограммам скоростной киносъемки.

При малых скоростях набегающего потока $U_\infty=0,5$ м/сек на боковой поверхности модели, начиная с носика, имеет место ламинарный отрыв. На фиг. 2 представлены фотографии картин течения в центральной части крыла для различных моментов времени при $U_\infty=1$ м/сек, $\alpha=15^\circ, \beta=0$. Направление потока слева направо. Из-за ограниченного поля зрения теневого прибора носик модели и ее задняя кромка не видны. Поверхность контактного разрыва неустойчива. Возникающие волнообразные возмущения двигаются вниз по потоку, возрастают по амплитуде и, в конце концов, приводят к ее разрушению (2а, б). Неустойчив в целом и весь ламинарный пограничный слой, имеющий тенденцию к расслоению и скручиванию в жгут (фиг. 2в). При увеличении скорости набегающего потока ламинарный отрыв исчезает, происходит переход ламинарного течения в турбулентное, что и видно на фиг. 3а, где показана хвостовая часть центральной хорды крыла при $\alpha=5^\circ, U_\infty=85$ м/сек, $\beta=0$, направление потока справа налево. При той же скорости увеличение угла атаки приводит к отрыву турбулентного пограничного слоя вблизи задней кромки (фиг. 3б, $\alpha=10^\circ$, фиг. 3в, $\alpha=15^\circ$), причем точка отрыва смещается вверх по потоку с ростом α .

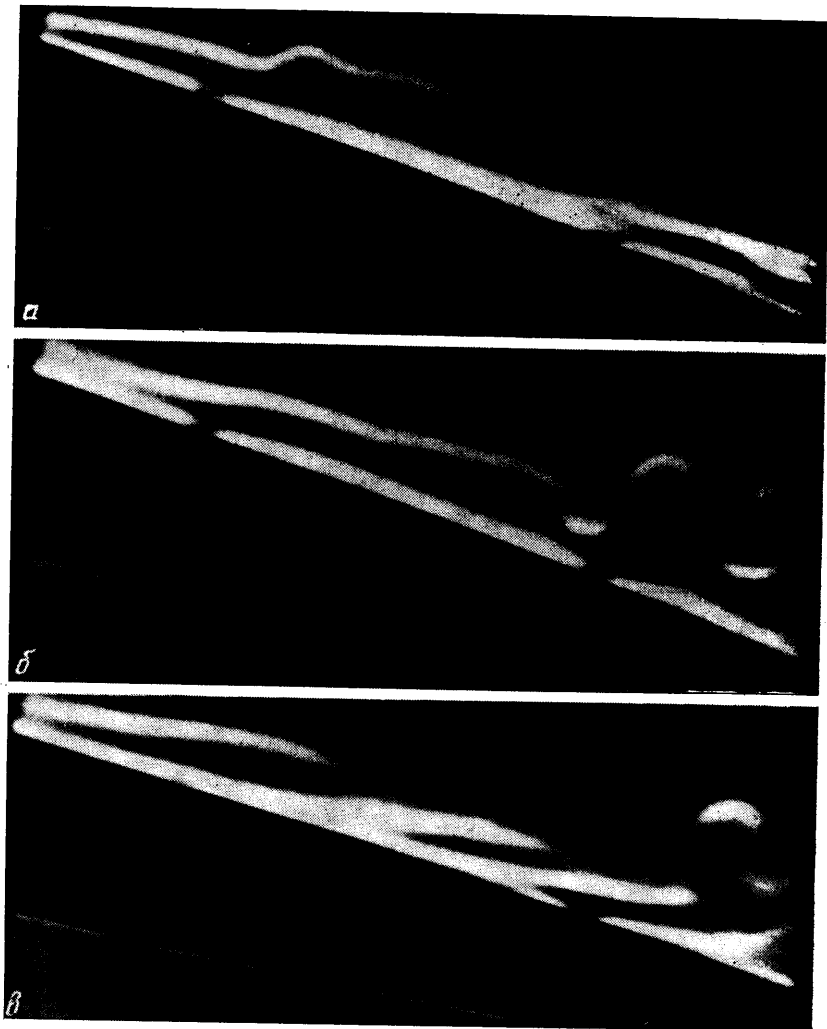
Пример теневого картины обтекания второго сечения крыла, отстоящего от центральной хорды на 0,15b, приводится на фиг. 4а, б. На снимках видна хвостовая часть крыла, направление потока слева направо, $U_\infty=1,5-2$ м/сек, $\alpha=15^\circ, \beta=0$. Вблизи передней кромки отмеченный теплом воздух увлекается оторвавшимся в этой части крыла ламинарным пограничным слоем и закручивается в вихревой



Фиг. 1

жгут. Нижележащая часть электроподогревателя визуализирует зоны присоединения и вторичного отрыва. С увеличением U_∞ поток в коническом вихревом жгуте турбулизируется и при $U_\infty = 30 \div 50$ м/сек на поверхности модели, так же как и в центральном сечении, происходит отрыв пограничного слоя, изображение которого подобно фиг. 3. Совершенно аналогичен предыдущему характер течения в третьем сечении, находящемся от центральной хорды на расстоянии $0.3b$ (фиг. 3, е).

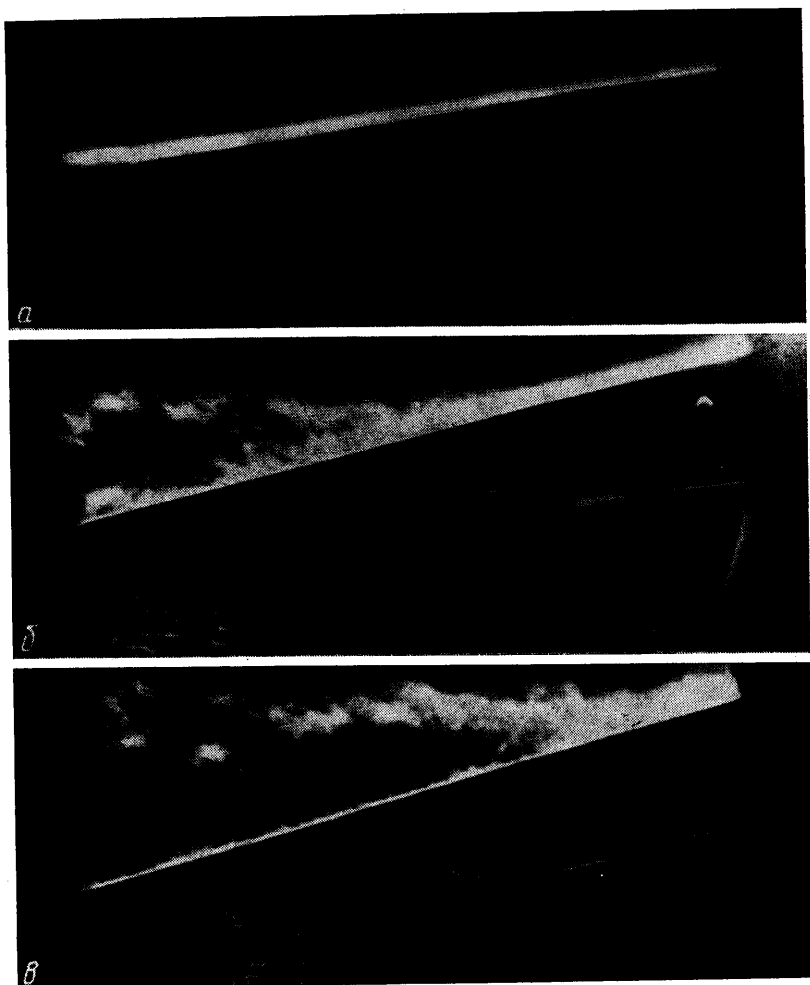
В описанных случаях прослеживается общая закономерность развития обтекания в трех сечениях испытуемого треугольного крыла. В первую очередь, это тенденция оторвавшегося с передней кромки потока закручиваться в спираль, причем скорость закрутки существенно зависит от скорости набегающего потока (фиг.



Фиг. 2

1). Следует указать на нестационарность течения при фиксированных параметрах α , β , U_∞ . Помимо упомянутого в каждом сечении наблюдался турбулентный отрыв, местоположение которого легко определялось по теневой картине (фиг. 3). Отмеченные явления характерны и для плоского случая, что было замечено в [5]. С помощью метода локального подогрева при исследовании пространственного обтекания крыла удалось проанализировать поведение трехмерного турбулентного

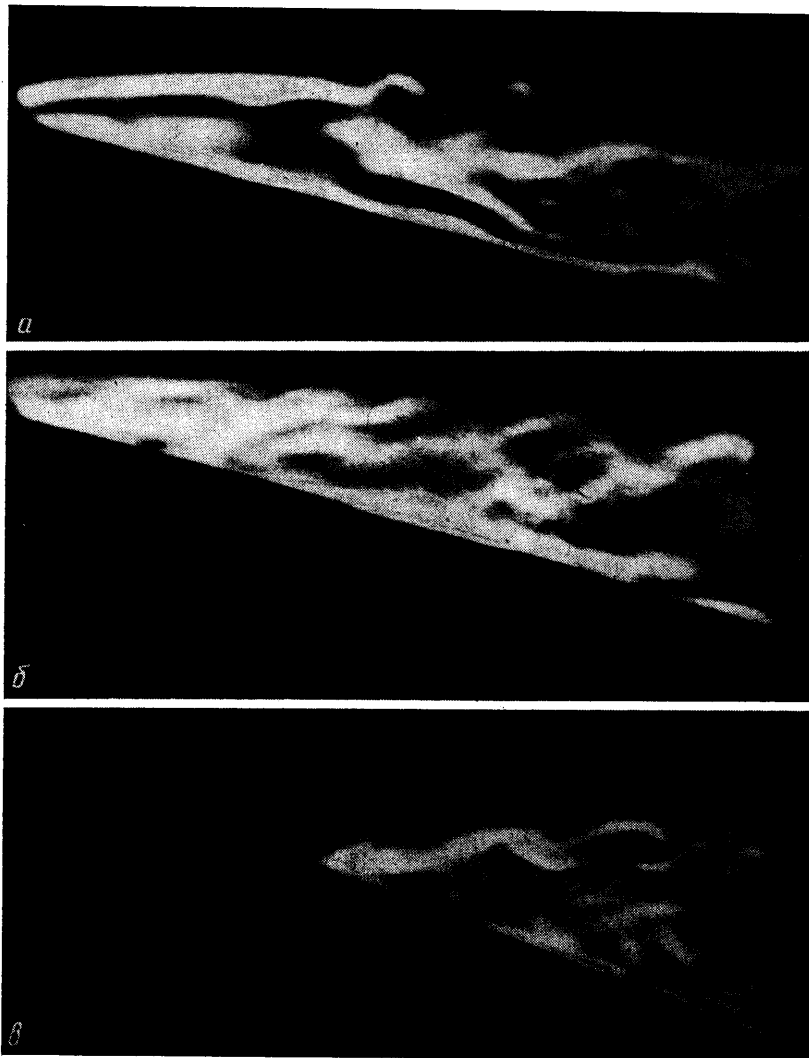
отрыва пограничного слоя на верхней поверхности. Уже при угле $\alpha=10^\circ$ недалеко от задней кромки при $U_\infty=50$ м/сек во всех сечениях отчетливо наблюдался турбулентный отрыв (фиг. 3б). Обнаружить его с помощью растекающихся покрытий, по-видимому, трудно, так как при выходе на режим испытания покрытие подвержено всему предшествующему диапазону скоростей, где турбулентного отрыва еще может не быть. Дело осложняется тем, что в этом случае обратные течения незначительны [6] и не могут вызвать растекания визуализирующего покрытия в соответствующем направлении. Единственным условием трехмерного турбулентного отрыва является отход потока от поверхности, причем в точке отрыва коэффициент поверхностного трения может быть не равен нулю [6]. Отсоединение пограничного слоя от поверхности может происходить из-за градиента давления в направлении



Фиг. 3

хорды крыла вблизи его хвостовой части, а также в результате взаимодействия вихревых конических жгутов около боковых кромок с турбулентной пеленой пограничного слоя.

Наблюдаемый турбулентный отрыв возникал с задней кромки крыла и обладал значительной нестационарностью. Частоты колебаний f точки отрыва лежали в диапазоне $60 \div 160$ гц при $U_\infty=30 \div 75$ м/сек. Если предположить равенство чисел Стру-



Фиг. 4

халя $Sh = fb/U_\infty$ в натуре и в трубных испытаниях, то на практике в том же диапазоне скоростей частоты должны составлять $f = 6 \div 16$ гц. Оторвавшаяся с верхней поверхности модели турбулентная пелена также была нестационарна.

Поступила 27 V 1975

ЛИТЕРАТУРА

1. Божков В. М., Захарченко В. М., Мозольков А. С., Хонькин А. Д. Метод визуализации дозвуковых течений и его применение к исследованию обтекания профилей. Уч. зап. ЦАГИ, 1972, т. 3, № 5.
2. Bird J. D. Tuft-grid surveys at low speeds for delta wings. NASA TN D-5045, 1969.
3. Marsden D. J., Simpson R. W., Rainbird W. J. The flow over delta wings at low speeds with leading edge separation. CoA Rept No. 114, 1957.
4. Lee G. H. Note on the flow around delta wings with sharp leading edge. Aeronautical Research Council Technical Rept, 1958, No. 3070.
5. Божков В. М. Визуальное изучение переходных и отрывных течений. Уч. зап. ЦАГИ, 1973, т. 4, № 1.
6. Чжен П. Отрывные течения. М., «Мир», 1972.