

УДК 533.693.4 : 533.6.011.34

© 1994 г. С. К. БЕТЯЕВ, О. П. БРЫСОВ

## ТРЕУГОЛЬНОЕ КРЫЛО В ДОЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

На основе экспериментальных исследований в аэродинамических трубах дана топологическая классификация возможных режимов обтекания треугольного крыла и построена их диаграмма в координатах угол атаки — удлинение. Обнаружен режим с образованными на поверхности крыла двумя парами симметрично расположенных смерчевидных вихрей. Рассмотрено влияние V-образности крыла.

Экспериментальное исследование топологии обтекания крыльев и классификация режимов их обтекания затруднены из-за наличия большого числа определяющих параметров. Обычно испытания проводятся при изменении одного из параметров [1—4]. Поскольку трехпараметрические экспериментальные исследования в аэродинамике слишком дорогие, ниже представлены результаты двухпараметрических исследований обтеканий треугольных крыльев в зависимости от угла стреловидности  $\chi$ , характеризующего форму крыла, и угла атаки  $\alpha$ , характеризующего условия испытания. Таким образом, получена  $(\alpha, \chi)$ -диаграмма обтекания, позволившая дать исчерпывающую классификацию режимов обтекания.

Из остальных параметров, определяющих характер течения, выделим как самые главные: число  $Re$ , число  $M_\infty$  и безразмерную толщину крыла  $\delta$ , отнесенную к длине крыла  $l$ . Получить универсальные зависимости при предельных значениях  $Re^{-1} = M_\infty = \delta = 0$  невозможно по чисто техническим причинам. Поэтому приводимые ниже значения этих параметров можно рассматривать как меру погрешности эксперимента.

1. Две модели ( $\chi = 30^\circ$ ,  $\delta = 3\%$ ,  $l = 100$  мм и  $\chi = 60^\circ$ ,  $\delta = 18\%$ ,  $l = 170$  мм), представляющие собой выполненные из дюралюминия в виде равнобедренного треугольника пластины с острыми кромками (фаски располагались на наветренной стороне), испытывались в аэродинамической трубе Т-03 ЦАГИ. Эта труба вентиляторного типа с рабочей частью  $400 \times 600 \times 1000$  мм. Механизм изменения угла атаки позволял устанавливать  $\alpha$  в диапазоне от 0 до  $90^\circ$  с точностью в  $1^\circ$ . Скорость невозмущенного потока равнялась 55 м/с, что соответствовало отнесенному к длине 100 м числу  $Re = 5,5 \cdot 10^5$  и числу  $M_\infty = 0,2$ . С целью исследования влияния сжимаемости на обтекание крыльев были проведены специальные испытания, в которых число Маха невозмущенного потока изменялось от 0,05 до 0,2. В результате их проведения оказалось, что изменение числа  $M_\infty$  в этом диапазоне, а следовательно, и числа  $Re$  в диапазоне от  $1,4 \cdot 10^5$  до  $5,5 \cdot 10^5$  не влияет на картину течения.

Третья модель ( $\chi = 80^\circ$ ,  $\delta_{\max} = 4,5\%$ ,  $l = 700$  мм) испытывалась в аэродинамической трубе Т-108 ЦАГИ. Она является трубой постоянного действия замкнутого типа. Сечение рабочей части равно  $1 \times 1$  м. Конструктивные особенности механизма изменения угла атаки  $\alpha$  позволяли проводить испытания в диапазоне от 0 до  $18^\circ$ . Число  $M_\infty = 0,6$ ; отнесенное к длине модели число  $Re = 9,6 \cdot 10^6$ . Сверхзвуковые зоны над крылом не наблюдались. Влияние сжимаемости тоже считалось незначительным, каковым оно и должно быть для крыльев малого удлинения. Углы раскрытия крыла  $\gamma$  могли приобретать следующие дискретные значения: 0, 10, 20, 30,  $40^\circ$ . Крыло крепилось к коническому фюзеляжу, имеющему угол при вершине  $3,8^\circ$ . Крыло в поперечном сечении имело форму клина, утолщающегося к фюзеляжу. Поверхность модели покрывалась слоем эпоксидно-диановой смолы толщиной 0,2 мм.

В соответствии с концепцией Прандтля при  $Re \gg 1$  над большей частью крыла расположен пограничный слой. Поэтому различают два поля линий тока: безвихревое, удовлетворяющее уравнениям Эйлера, и вихревое, удовлетворяющее уравнениям пограничного слоя [5—8]. Линии тока на поверхности крыла в первом и во втором случае определяются из уравнений

$$\frac{dy}{dx} = \frac{v}{u}, \quad \frac{dy}{dx} = \frac{\partial v / \partial z}{\partial u / \partial z} \Big|_{z=0} \quad (1.1)$$

Здесь  $u$ ,  $v$  — компоненты скорости вдоль поверхностных координат  $x$ ,  $y$ ;  $z$  — координата, направленная по нормали к поверхности крыла.

Топология линий тока невязкого течения бедна — при условии ограниченности скорости и ее первых производных первое уравнение (1.1) допускает существование лишь узловых и седловых особых точек. Второму уравнению свойственны особенности любых типов [8—10].

Для визуализации линий течения использовался метод масляных точек. Смесь из сажи с машинным маслом наносилась мелкими каплями на модель, покрытую для улучшения картины белой нитроэмалью. В потоке воздуха масляные точки, расположенные на дне пограничного слоя, растекались, оставляя за собой видимые треки, которые, как считается, совпадают с линиями течения.

2. Экспериментально обнаружено восемь топологически различных режимов течения,  $(\alpha, \chi)$ -диаграмма обтекания треугольного крыла представлена на фиг. 1.

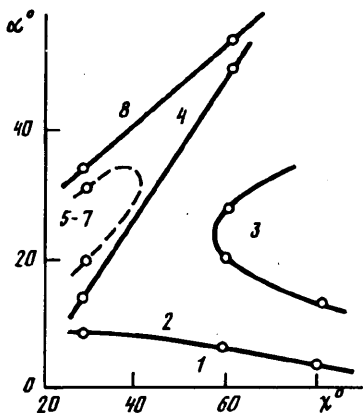
При малых значениях  $\alpha$  наблюдаются только первичные вихревые структуры, сходящиеся с боковых кромок (режим 1). На всем крыле имеются две линии присоединения потока. С увеличением угла атаки эти вихри, существующие при всех режимах обтекания, растут, линии их центров и линии присоединения стремятся к плоскости симметрии крыла.

Режим 2 характеризуется наличием вторичных вихрей спиральной структуры. На фиг. 2 поперечное сечение вторичных (2) и третичных (3) вихрей условно представлено спиральными линиями скольжения. Они значительно слабее по интенсивности, чем первичные вихри (1), имеют противоположную ориентацию и сходят с поверхности крыла вблизи боковой кромки. На каждой симметричной половине крыла наблюдается линия отрыва вторичного вихря и две линии присоединения.

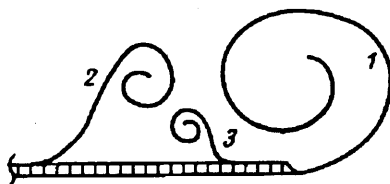
Третичный отрыв (режим 3) отчетливо наблюдается на крыле с большой стреловидностью ( $\chi = 80^\circ$ ). Интенсивность его еще меньше, чем интенсивность вторичного вихря, а направленность такая же, как у первичного вихря. Линия отрыва третичного вихря располагается между боковой кромкой и линией отрыва вторичного вихря. На каждой половине крыла наблюдаются две линии отрыва и три линии присоединения. К сожалению, особенности конструкции механизма изменения угла атаки не позволили исследовать крыло с  $\chi = 80^\circ$  на больших углах атаки.

Дальнейшие исследования проводились на моделях со стреловидностью  $\chi = 30$  и  $60^\circ$ . Топология режима 4 характеризуется двумя смерчевидными отрывами, сходящими с поверхности крыла [7]. Смерчевидные вихри отрываются от гладкой поверхности и тоже имеют спиральную форму. На фиг. 3 условно изображена траектория частицы жидкости в таком вихре, вершина которого  $O$  расположена на крыле. Вихревые поверхности наматываются на ось  $x$ . Смерчевидные вихри инициируют фокальные особенности  $F$  в поле пристеночных линий тока. Кроме того, имеются два симметрично расположенных седла  $S$ . Таким образом, топологический инвариант (фиг. 4, а) режима 4 равен  $2F + 2S$  (ввиду симметрии течения на фиг. 4 показаны лишь половины крыльев). Все особенности возникают на линии вторичного отрыва. Направление вращения смерча противоположно тому, которое наблюдается на прямоугольном крыле.

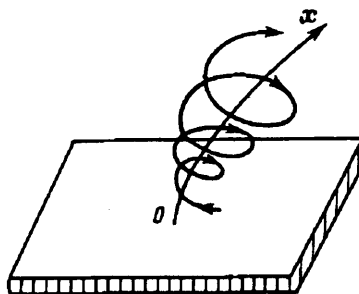
Режимы 5—7, присущие крыльям малой стреловидности, зафиксированы только на крыле с углом стреловидности  $\chi = 30^\circ$ . Границы между режимами 5—6 и 6—7



Фиг. 1



Фиг. 2



Фиг. 3

определить не удалось. Режимы  $5(4F + 2S)$  и  $6(4F + 3S)$ , показанные на фиг. 4, б, в, обнаружены впервые. Они характеризуются наличием четырех смерчевидных вихрей. Вторая пара вихрей образуется вблизи задней кромки. Обтекание одной симметричной половины треугольного крыла в режиме 5 топологически эквивалентно обтеканию прямоугольного крыла, передняя кромка которого соответствует боковой кромке треугольного крыла, в режиме  $2F + S$ . Эта аналогия формально объясняет отмеченное выше аномальное вращение смерчей на треугольном крыле в режиме 4.

Появление с увеличением угла атаки седла на оси симметрии крыла (режим б) связано с усилением возвратного течения.

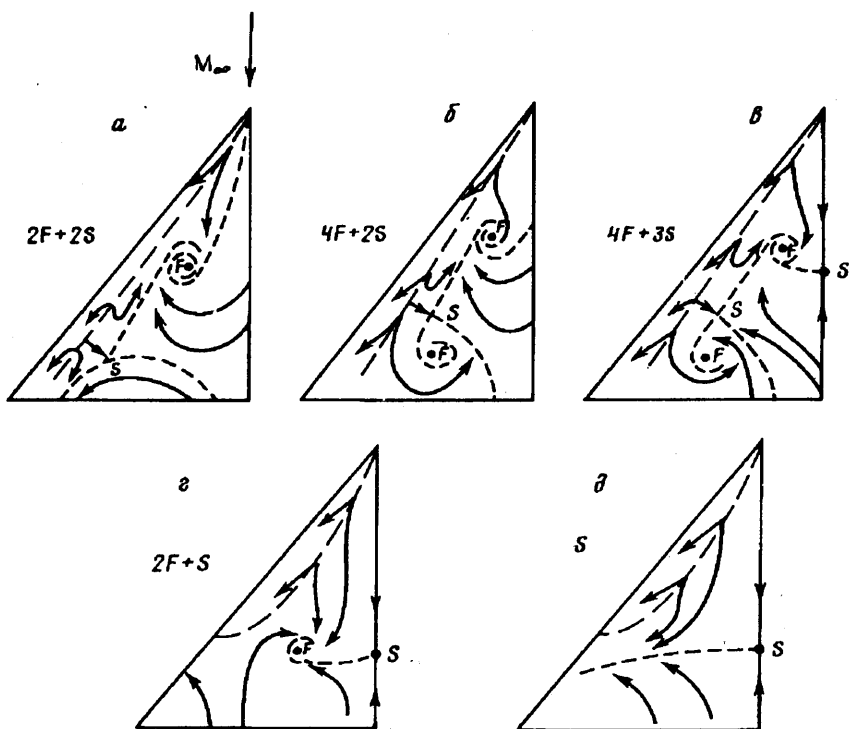
По мере дальнейшего увеличения угла атаки вторая пара смерчей разрушается, боковые седловые особенности уходят с поверхности крыла, центральная седловая особенность перемещается к вершине крыла — реализуется режим 7 ( $2F + S$ ), показанный на фиг. 4, г.

Наконец, при очень больших углах атаки, вплоть до  $\pi/2$ , сильный кормовой отрыв разрушает смерчевидные вихри — устанавливается режим 8 ( $S$ ) представленный на фиг. 4, д. По-видимому, такой режим универсален для плоских крыльев достаточно произвольной формы в плане, установленных под очень большим углом атаки.

3. Модель с углом стреловидности  $\chi = 80^\circ$  позволяла исследовать влияние V-образности крыла на топологию течения. Испытания проводились при двух значениях угла раскрытия  $\gamma$ :  $40^\circ$  и  $-40^\circ$ . Хотя новых режимов обтекания обнаружить не удалось, было установлено, что в первом случае вихри, сходящие с боковых кромок, оказались слабыми, линии отрыва и присоединения — смещенными к кромкам, а во втором случае, наоборот, вихри становились мощными, покрывающими значительную долю поверхности крыла.

Этот факт имеет объяснение: в рамках теории крыла малого удлинения максимум подъемной силы, а значит, и интенсивности вихрей наблюдается, когда угол раскрытия отрицательный (парашютный эффект [11—12]).

Разумеется, точного соответствия между качественными и количественными аэродинамическими характеристиками не существует. Прослеживаются лишь некоторые связи между ними. Так, для треугольного крыла участок кривой  $C_y(\alpha)$  вблизи  $C_{y_{\max}}$  менее крутой, чем такой же участок кривой для прямоугольного крыла. Объяснить этот факт можно следующим образом. Падение  $C_y$  вызвано



Фиг. 4

образованием пары смерчевидных вихрей. На прямоугольном крыле в смерчи превращаются мощные первичные вихревые структуры, тогда как на треугольном крыле прообразом смерчей являются слабые вторичные отрывные образования, что и приводит к более плавному падению подъемной силы.

Авторы признательны А. П. Гордиенко за помощь в проведении эксперимента.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Gregoriou G.* Modern design for high angle-of-attack//AGARD-LS-121, 1982. P. 5.1—5.23.
2. *Lowson M. V.* Visualization measurements of vortex flows//AIAA Pap. 1989. № 191. 10 p.
3. *Hawk J. D., Barnett R. M., O'Neil P. J.* Investigation of high angle of attack vortical flows over delta wings//AIAA Pap. 1990. № 90—0101. 8 p.
4. *Stahl J. H., Aughar A.* Experimental investigations of the vortex flow on delta wings at high incidence//AIAA Journal. 1992. V. 30. № 4. P. 1027—1032.
5. *Tobak M., Peake D. J.* Topology of three-dimensional separated flows//Ann. Rev. Fluid Mech. № 14. Palo Alto, Calif., 1982. P. 61—85.
6. *Moffatt H. K., Tsinober A.* Topological fluid mechanics. Cambridge: Univ. Press. 1990. 805 p.
7. *Бетяев С. К.* Нерешенные задачи гидродинамики. М.: ЦАГИ, 1993. 238 с.
8. *Бетяев С. К.* Математические начала моделирования в гидродинамике//Тр. ЦАГИ. 1993. Вып. 2517. 36 с.
9. *Шевелев Ю. Д.* Пространственные задачи вычислительной аэрогидродинамики. М.: Наука, 1986. 367 с.
10. *Хиршель Э., Кордулла В.* Сдвиговое течение сжимаемой жидкости. М.: Мир, 1987. 253 с.
11. *Бетяев С. К.* К теории плоских отрывных течений//Численные методы механики сплошной среды. Т. 9. № 5. Новосибирск, 1978. С. 28—36.
12. *Швец А. И.* Сверхзвуковые летательные аппараты. М.: Изд-во МГУ, 1989. 239 с.