

УДК 533.69.04

## ОБТЕКАНИЕ $\Lambda$ -КРЫЛЬЕВ С ИЗЛОМОМ ПЕРЕДНЕЙ КРОМКИ

ШВЕЦ А. И.

В последние годы опубликовано значительное количество работ по обтеканию крыльев при больших сверхзвуковых скоростях. Исследования проводятся в двух направлениях: изучается гиперзвуковое обтекание крыльев традиционной формы и ведется поиск новых форм компоновок, обладающих оптимальными аэродинамическими характеристиками. К последнему направлению относятся многочисленные исследования обтекания крыльев с  $\Lambda$ -образным поперечным сечением [1-7].

Расчет аэродинамического качества  $\Lambda$ -образного треугольного крыла, составленного из плоских поверхностей, на основе соотношений на косом скачке [1, 2], по результатам экспериментов по распределению давления и весовым испытаниям [3, 4], показал, что  $\Lambda$ -образное крыло имеет более высокое качество по сравнению с треугольным плоским крылом.

**1.  $\Lambda$ -крылья треугольной формы в плане.** Рассмотрим, какие режимы течений осуществляются при последовательном уменьшении угла раскрытия  $\Lambda$ -крыла, начиная от плоского треугольного крыла ( $\Lambda=180^\circ$ ) и кончая почти полным сближением крыльев ( $\Lambda=0$ ). Для этого сопоставим данные по давлению [5] с оптической картиной течения [6]. При больших углах раскрытия (начиная от  $180^\circ$ ), согласно результатам обработки теневых фотографий, обтекание происходит с одной криволинейной ударной волной, присоединенной к передним кромкам (фиг. 1, а). По мере уменьшения угла  $\Lambda$  кривизна в поперечном сечении головной ударной волны уменьшается, вследствие чего она перемещается ближе к поверхности тела (фиг. 1, б). Дальнейшее уменьшение угла  $\Lambda$  приводит к схеме обтекания с почти плоской волной (фиг. 1, в), причём при определенных значениях параметров она становится плоской. Расшифровка снимков, соответствующих этой схеме, допускает ещё две возможные системы скачков. Одна из них нанесена сплошной линией [1, 2], вторая — штриховой [7].

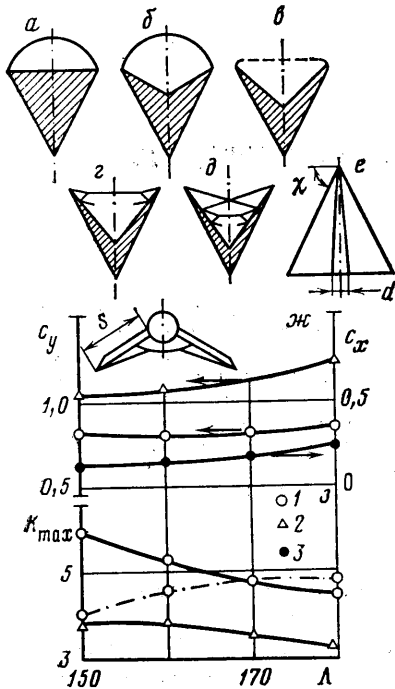
Режимы течения, когда возмущенная область находится между крыльями, показаны на фиг. 1, г, д. Схема потока, следующего непосредственно за течением с почти плоским скачком, имеет конфигурацию скачков в пространстве маховского типа. В общем случае скачки искривлены и помимо маховской системы присутствуют отраженные скачки, взаимодействующие между собой. Действительно, поле полных давлений внутри крыльев соответствует потоку, прошедшему через один скачок, а распределение давления на стенке представляет собой кривую, состоящую из двух участков постоянного давления с резким переходом, соответствующим тройной точке взаимодействия скачков, расположенной внутри течения. Вторичные скачки, отраженные от стенки, — слабые и не дают заметного изменения давления.

Последующее уменьшение угла раскрытия крыльев приводит к замене маховского взаимодействия скачков регулярным (фиг. 1, д). Здесь, так же как и в предыдущем случае, возникает система отраженных скачков и вторичных взаимодействий. Согласно теневым снимкам, течение указанного типа сохраняется до очень малых значений угла  $\Lambda$  ( $\sim 3^\circ$ ), после чего

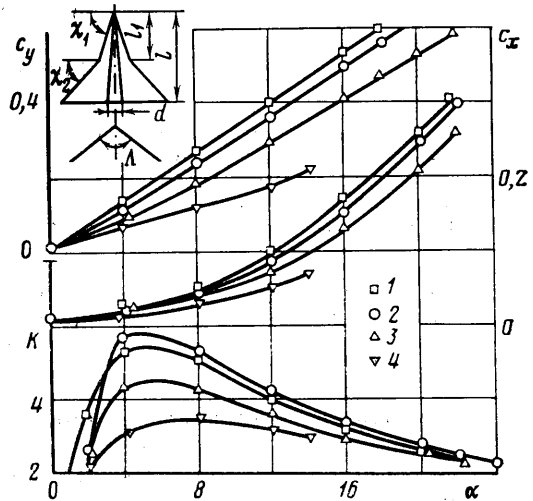
область между крыльями заполняется пограничным слоем и сверхзвуковое течение разрушается.

На тензометрических весах проведены измерения сил и моментов, действующих на модели  $\Lambda$ -крыльев. Относительная среднеквадратичная погрешность измерений составляла  $\sigma_{c_x} = \pm 4\%$ ,  $\sigma_{c_y} = \pm 2\%$ . Модели пред-

ставляли собой комбинацию тонкого центрального конуса (фиг. 1, *e*, угол полураствора  $7^\circ$ ,  $d=25$  мм) с двумя треугольными крыльями (угол стреловидности  $\chi=60^\circ$ , полуразмах в плоскости крыла  $s=70$  мм, толщина 3 мм, кли-



Фиг. 1



Фиг. 2

новидный скос  $15^\circ$  к подветренной стороне). Испытывались четыре модели с углом раскрытия  $\Lambda=180, 170, 160, 150^\circ$  при числах  $M=4, 6, 8$ , в диапазоне углов атаки  $\alpha=-2 \div 15^\circ$ . При расчете аэродинамических коэффициентов за характерную площадь принималась площадь миделя модели.

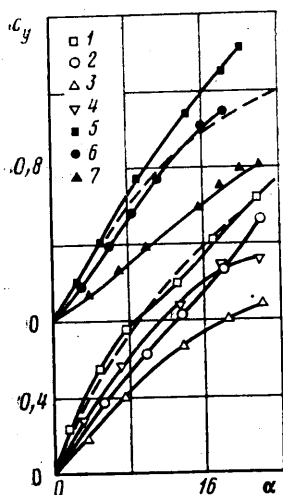
Схема течения около этих моделей не соответствовала описанной выше для больших углов раскрытия из-за державки, изготовленной в форме тонкого конуса, и гиперзвуковой скорости набегающего потока. В результате конфигурация воли соответствовала показанной на фиг. 1, *ж*, *з*, где приведены зависимости аэродинамических характеристик  $c_y, c_x, K$  от угла раскрытия  $\Lambda$  (*1, з* —  $\alpha=7^\circ$ , *2* —  $\alpha=15^\circ$ ). На фиг. 1, *ж* данные соответствуют  $M=6$ , на фиг. 1, *з* — штрихпунктир соответствует  $M=4$ , сплошные линии  $M=6$ . Полученные данные свидетельствуют о том, что с уменьшением угла раскрытия  $\Lambda$ -образного крыла коэффициент подъемной силы для  $\alpha=11^\circ$  незначительно снижается, а для  $\alpha=7^\circ$  минимум достигается при  $\Lambda=160-170^\circ$ , одновременно с этим коэффициент лобового сопротивления уменьшается в  $\sim 2$  раза. В результате максимальное аэродинамическое качество при переходе от модели с  $\Lambda=180^\circ$  к  $\Lambda=150^\circ$  возрастает на 20–30%.

Центр давления в пределах точности эксперимента практически не меняется при изменении угла раскрытия крыла и расположен на 0,68 средней хорды от вершины крыла, что совпадает с результатами испытаний конусов и треугольных крыльев при сверхзвуковых скоростях потока.

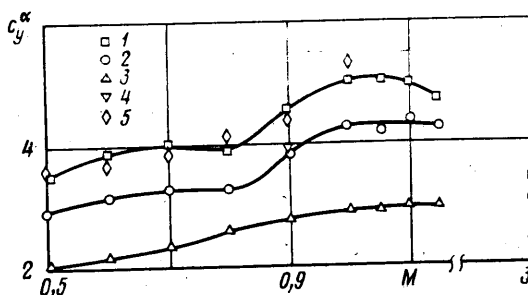
**2.  $\Lambda$ -Крылья с изломом передней кромки.** Крылья с криволинейными передними кромками обладают некоторым преимуществом по сравнению с крыльями, имеющими прямолинейные передние кромки. Например, на первых — лучше стабилизируется положение аэродинамического фокуса

при переходе от дозвуковых скоростей полета к сверхзвуковым. Увеличение местных хорд в корневых сечениях крыла позволяет уменьшить относительную толщину профиля крыла, а это в свою очередь приводит к увеличению максимального аэродинамического качества.

Исследовались пять моделей  $\Lambda$ -образных крыльев с изломом передней кромки, угол стреловидности до излома равен  $70^\circ$ , после излома —  $50^\circ$  (фиг. 2). Модели отличались углом раскрытия крыльев  $\Lambda$ , который составлял  $60, 100, 140, 180$  и  $220^\circ$ . У всех моделей были одинаковые полуразмах в плоскости крыла ( $s=100$  мм) и площадь поверхности. Модели изготавливались из стального листа толщиной 4 мм и имели клиновидный скос передних кромок  $15^\circ$  к подветренной стороне. Они устанавливались на ко-



Фиг. 3



Фиг. 4

нической державке с углом полураствора  $4^\circ$  и диаметром хвостовой части  $d=25$  мм.

С целью получения аэродинамических характеристик  $\Lambda$ -крыльев с изломом передней кромки при сверхзвуковых скоростях потока были проведены испытания в аэродинамической трубе при числе  $M=3$ . По результатам опытов построены зависимости аэродинамических характеристик  $c_y$ ,  $c_x$ ,  $K$  от угла атаки (фиг. 2,  $l_1/l=0,5$ ;  $M=3$ ; точки 1–4 соответствуют  $\Lambda=180, 140, 100, 60^\circ$ ).

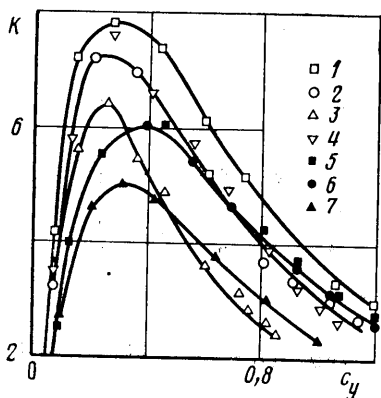
Переход от плоского треугольного крыла к  $\Lambda$ -крылу сопровождается снижением  $c_y$  и  $c_x$ . Максимальное аэродинамическое качество достигается для  $\Lambda$ -крыльев с изломом при угле раскрытия  $\Lambda=140^\circ$  и эта величина примерно на 5% превышает соответствующее значение для эквивалентного плоского треугольного крыла. Можно предположить, что снижение выигрыша в качестве по сравнению с данными [4] объясняется не влиянием излома передней кромки, а отличием угла  $\Lambda$  от оптимального ( $\Lambda=160^\circ$ ) и существенно меньшим числом  $M$ . В опытах с  $\Lambda$ -крыльями, имеющими прямолинейные передние кромки, снижение числа  $M$  также приводило к уменьшению аэродинамического качества, причем для малых чисел  $M$  максимальное значение качества достигалось при больших углах раскрытия  $\Lambda$ .

Увеличение аэродинамического качества при переходе от плоского треугольного крыла к  $\Lambda$ -образному реализуется не из-за возрастания подъемной силы, а вследствие относительного уменьшения сопротивления, т. е. проявляется эффект, который приводит к существенному снижению сопротивления тела со звездообразной формой поперечного сечения. При числах  $M=0,5-0,7$  модель плоского треугольного крыла с изломом обла-

дает лучшими несущими свойствами, чем плоское треугольное крыло без излома, однако с увеличением числа  $M$  от 0,9 это преимущество теряется. На фиг. 3 крыльям с изломом соответствуют точки 1-4:  $\Lambda=180, 140, 100, 220^\circ$ ,  $M=0,5$ ; точки 5-7:  $\Lambda=180, 140, 100^\circ$ ,  $M=0,9$ ; штриховая линия соответствует крылу без излома [8].

В определенном диапазоне дозвуковых скоростей плоские крылья с изломом имеют более высокое значение максимального коэффициента подъемной силы, чем крылья без излома, кроме того,  $c_{y \max}$  достигается при больших углах атаки. Это связано с тем, что на крыльях малого удлинения отрыв начинается уже при малых углах атаки. С образованием вихревых жгутов аэродинамические характеристики крыльев становятся нелинейными, причем на больших углах атаки свободные вихри приобретают решающее значение в создании сил и моментов. На крыльях с изломом вихри более устойчивы, что содействует улучшению несущих свойств. В поперечных сечениях, лежащих за изломом, на некоторых режимах обтекания обнаруживается по два вихря одинакового вращения: внутренний, идущий с излома, и внешний, возникающий на основной консоли.

Для испытанных крыльев с изломом переход от плоского треугольного крыла ( $\Lambda=180^\circ$ ) к  $\Lambda$ -крылу с  $\Lambda=140^\circ$  приводит к снижению коэффициента



Фиг. 5

подъемной силы. Этот эффект проявляется как для крыльев с отрицательной ( $\Lambda$ -крыло), так и с положительной ( $V$ -крыло)  $V$ -образностью, что следует из данных испытаний крыла с углом  $\Lambda=220^\circ$ . В то же время значение  $c_y$  для  $V$ -крыла при углах атаки  $\alpha < 15^\circ$  превышает соответствующее значение для  $\Lambda$ -крыла. Следует отметить, что экспериментальные (клиновидные модели) и расчетные данные для крыльев малого удлинения ( $\chi=80^\circ$ ) [9] указали на возникновение максимума  $c_y^\alpha$  при отрицательной  $V$ -образности, т. е. для  $\Lambda$ -крыльев. Этот эффект реализовался только для определенных удлинений и углов атаки крыла, когда размеры вихревой пелены, сходящей с передних кромок, были сравнимы с поперечными размерами крыла. В настоящих опытах этот максимум не был зафиксирован, что, возможно, связано со значительным отличием угла раскрытия ( $\Lambda=140^\circ$ ) от оптимального значения ( $\Lambda=160^\circ$ ), а также с меньшим углом стреловидности. Повышение числа  $M$  от 0,5 до 1,1 сопровождается увеличением коэффициента подъемной силы  $c_y^\alpha$  [рад.] (фиг. 4, 1-4:  $\Lambda=180, 140, 100, 220^\circ$ ; 5 — плоское крыло без излома,  $\chi=50^\circ$  [10]), однако для плоского крыла с изломом наблюдается уменьшение  $c_y^\alpha$  при малой сверхзвуковой скорости.

Переход от плоского треугольного крыла к  $\Lambda$ -образному вызывает снижение коэффициента сопротивления, что соответствует влиянию угла  $\Lambda$  на коэффициент подъемной силы. Это связано с уменьшением индуктивной составляющей сопротивления. Коэффициент  $c_x$  при  $\alpha < 15^\circ$  для крыла с углом раскрытия  $220^\circ$ , так же как и  $c_y$ , превосходит соответствующее значение для  $\Lambda$ -крыла с углом  $\Lambda=140^\circ$ .

Одним из общепринятых способов анализа аэродинамической эффективности несущих тел является сравнение значений аэродинамического качества  $K$  при заданных  $c_y$  (фиг. 5, 1-4:  $\Lambda=180, 140, 100, 220^\circ$ ,  $M=0,9$ ; 5-7:  $\Lambda=180, 140, 100^\circ$ ,  $M=1,15$ ). В диапазоне дозвуковых скоростей качество плоского крыла с изломом передней кромки превосходит величину  $K$  для  $\Lambda$ -крыльев с изломом. При числе  $M=0,9$  качество  $V$ -крыла ( $\Lambda=220^\circ$ ) превышает эту величину для  $\Lambda$ -крыла ( $\Lambda=140^\circ$ ). Вместе с тем при малой сверхзвуковой скорости ( $M=1,15$ ) максимальные значения  $K$

для плоского крыла и крыла с  $\Lambda=140^\circ$  примерно равны. Как отмечалось выше, при определенных условиях дозвукового обтекания  $\Lambda$ -крылья имеют преимущество по аэродинамическим характеристикам перед эквивалентными плоскими крыльями. Так, в опытах с клиновидными  $\Lambda$ -крыльями ( $\chi=70^\circ$ ) [11] было обнаружено, что максимальное значение аэродинамического качества в диапазоне чисел  $M=0,4-0,8$  достигается при угле раскрытия  $\Lambda=160^\circ$ , следовательно,  $\Lambda$ -крылья при дозвуковых скоростях обтекания имеют преимущество в качестве, как и при сверхзвуковых скоростях полета [4]. Большие величины подъемной силы реализовались у  $\Lambda$ -крыльев в том случае, если использовались клиновидные модели малого удлинения с острыми передними кромками, способствующими срыву потока [10].

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Nonweiler T. R. F. Aerodynamic problems of manned space vehicles.— J. Roy. Aeronaut. Soc., 1959, v. 63, № 585, p. 521–528.
2. Келдыш В. В. Точные решения для несущих систем с одним и двумя плоскими скачками уплотнения.— Инж. журн., 1961, т. 1, № 3, с. 22–39.
3. Гонор А. Л., Швец А. И. Обтекание V-образных крыльев сверхзвуковым потоком при числе  $M=3,9$ .— Изв. АН СССР. МЖГ, 1967, № 6, с. 144–149.
4. Гонор А. Л., Казаков М. Н., Швец А. И. Экспериментальное исследование сверхзвукового обтекания V-образных крыльев.— Научн. тр. Ин-та мех. МГУ, 1970, № 1, с. 58–70.
5. Гонор А. Л., Швец А. И. Исследование распределения давления на некоторых звездообразных телах при числе  $M \approx 4$ .— ПМТФ, 1965, № 6, с. 122–125.
6. Гонор А. Л., Швец А. И. Исследование системы скачков при обтекании звездообразных тел.— Изв. АН СССР. МЖГ, 1966, № 3, с. 98–102.
7. Лапыгин В. И. Расчет сверхзвукового обтекания V-образных крыльев методом установления.— Изв. АН СССР. МЖГ, 1971, № 3, с. 180–185.
8. Келдыш В. В., Штейнберг Р. И. Подъемная сила крыльев умеренного удлинения ( $\lambda=2,5-4$ ) при больших углах атаки.— Тр. ЦАГИ, 1978, вып. 1923, с. 3–9.
9. Штейнберг Р. И. Приближенный метод определения подъемной силы крыльев при дозвуковых и околосзвуковых скоростях полета.— Тр. ЦАГИ, 1974, вып. 1577, с. 3–12.
10. Бетяев С. К., Григорьев М. И., Судаков Г. Г. Отрывное обтекание V-образных крыльев малого удлинения.— Уч. зап. ЦАГИ, 1981, т. 12, № 4, с. 105–109.
11. Кравец В. В., Трифонова Н. В., Швец А. И. Обтекание V-крыльев дозвуковым потоком.— ПМТФ, 1975, № 4, с. 102–106.

Москва

Поступила в редакцию  
31.VIII.1983