

## ВЛИЯНИЕ КОНИЧЕСКОГО ИЗЛОМА ТРЕУГОЛЬНЫХ КРЫЛЬЕВ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

А. Л. ГОНОР, В. В. КРАВЕЦ, А. И. ШВЕЦ

(Москва, Днепропетровск)

Приведены результаты экспериментальных исследований аэродинамических коэффициентов и давления на наветренной стороне треугольных крыльев с коническим изломом. Выполнено сопоставление величин аэродинамического качества треугольных крыльев с коническим изломом и моделей крыло — конус с  $\Lambda$ -образной симметричной компоновочной схемой при числе Маха  $M=5.96$ .

Создание гиперзвукового самолета связано с нахождением компоновки, обеспечивающей необходимые аэродинамические характеристики при различных режимах полета, в частности высокое значение подъемной силы при малых скоростях в процессе взлета и посадки. Используя различные сочетания форм аппарата, можно существенно влиять на величину аэродинамических характеристик. В настоящее время значительное внимание уделяется исследованию летательных аппаратов, использующих интерференцию крыла с корпусом [1-3], внутри  $\Lambda$ -образных [4, 5] или каретных крыльев [6], крыльев с изломами наветренных плоскостей и т. д.

Ниже приводятся результаты исследований влияния конического излома наветренных плоскостей  $\Lambda$ -образных крыльев на аэродинамические характеристики. Для изучения распределения давления на треугольных крыльях, имеющих конический излом, были изготовлены две модели: плоское треугольное крыло с углом стреловидности  $60^\circ$  (угол между передней кромкой крыла и осью  $\beta=30^\circ$ , длина модели  $L=175$  мм, размах — 200 мм) и крыло с изломом наветренной поверхности, образованное из первого путем конического поворота части поверхности навстречу потоку на угол  $\eta=20^\circ$ . Угол между изломом и осью модели составлял  $20^\circ$  (фиг. 1, а). Наветренные поверхности моделей имели дренажные отверстия по коническим сечениям и в сечениях, нормальных к оси модели. Для плоского крыла угол между осью модели и коническими сечениями составлял 0 и  $25^\circ$  (для крыла с изломом последнее сечение расположено примерно на середине поверхности излома). Сечения, нормальные к оси, располагались на удалении  $l=l_i/L=0.5$  и 0.9, где  $l_i$  — расстояние по оси модели от носика до дренажной точки. Испытания проводились при числах Маха  $M=0.4, 0.65, 0.9, 2.0, 3.0, 3.8$  и числах Рейнольдса  $Re_L=2 \div 4 \cdot 10^6$ , в диапазоне углов атаки  $\alpha = -5 \div +15^\circ$ .

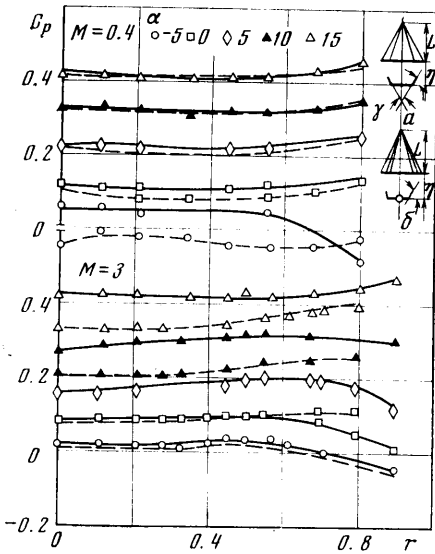
Для измерения суммарных аэродинамических характеристик крыльев с изломом были изготовлены модели, у которых основные геометрические параметры повторяли конфигурацию моделей  $\Lambda$ -образных крыльев [7]. Испытывались четыре модели, представляющие комбинацию тонкого центрального конуса, с углом полураствора  $7^\circ$ , с двумя жестко закрепленными на нем треугольными крыльями (фиг. 1, б). Передние кромки крыльев с подветренной стороны имели клиновидный скос для получения присоединенных к острым кромкам скачков. Каждое крыло выполнено с коническим изломом, угол между которым и осью модели составлял  $15^\circ$ . В плоскости, нормальной к передней кромке крыла, заданы углы излома крыльев  $\eta=0, 20^\circ, 30^\circ, 30', 79^\circ$  (модели 1—4 соответственно). Плоское треугольное крыло с  $\gamma=0$  имеет угол стреловидности  $60^\circ 50'$  (угол между передней кромкой крыла и осью равен  $29^\circ 10'$ ), а все последующие крылья образованы из первого путем изменения угла  $\gamma$ . Длина всех крыльев  $L=93.7$  мм, размах при  $\eta=0$  равен 107 мм.

Исследования проводились при скорости набегающего потока с  $M=5.96$  и  $Re_L=2.3 \cdot 10^6$  в диапазоне углов атаки  $\alpha = -1 \div +15^\circ$ . Относительная среднеквадратичная погрешность определения аэродинамических характеристик составляла

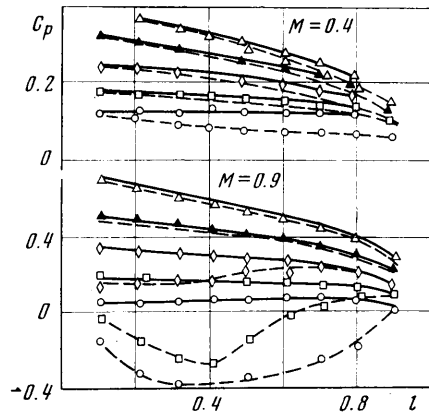
M	0.4	0.8	2.0	3.0	3.8	5.96
$\sigma_{cp}$	0.07	0.04	0.02	0.02	0.025	—
$\sigma_{\sigma_{\tau, en}}$	0.1	0.07	0.03	0.03	0.04	0.04

Распределение коэффициента давления  $c_p$  по размаху  $r$  в сечении  $l=0.5$ , нормальном к оси треугольного крыла с коническим изломом, показано на фиг. 1 сплошными кривыми, а плоского треугольного крыла — пунктиром ( $r=r_i/R$ , где  $r_i$  — расстояние от оси модели до дренажной точки в данном сечении,  $R$  — расстояние в этом же сечении от оси до кромки крыла). При дозвуковом обтекании в сечении  $l=0.5$  давление в центральной части мало изменяется, а при подходе к кромке повышается. Излом

плоскости крыла практически не влияет на распределение давления. Для  $\alpha=-5^\circ$  на центральной части давление также сохраняется примерно постоянным, однако на из-



Фиг. 1



Фиг. 2

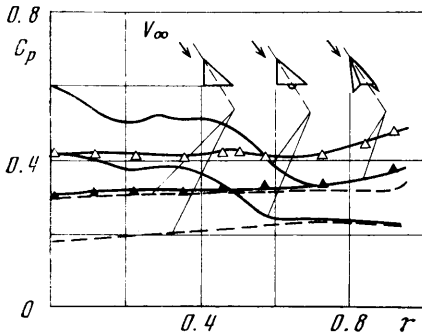
ломе наблюдаются отрицательные значения  $c_p$ , что вызывается распространением подветренной отрывной зоны на область течения вблизи кромки. Во втором исследованном сечении  $l=0.9$  картина распределения аналогична первому сечению  $l=0.5$ .

На фиг. 2 представлены кривые распределения коэффициента давления в плоскости симметрии плоских крыльев и крыльев с изломом, обозначенные в соответствии с фиг. 1. На всех исследованных углах атаки при  $M < 1$  для крыльев с изломом давление монотонно снижается вниз по потоку. Для плоского крыла при отрицательном угле атаки на большей части поверхности коэффициент давления принимает отрицательное значение. По мере увеличения угла атаки от 0 до  $15^\circ$  наблюдается уменьшение коэффициента давления для точек, расположенных в плоскости симметрии. Для углов атаки  $\alpha=10$  и  $15^\circ$  значения  $c_p$  крыльев с изломом и плоского треугольного крыла мало отличаются при  $l \leq 0.5$ . Следует отметить, что коэффициент давления для крыльев с изломом превышает соответствующие значения  $c_p$  для треугольного крыла во всем исследованном диапазоне углов  $\alpha$  и чисел  $M$ .

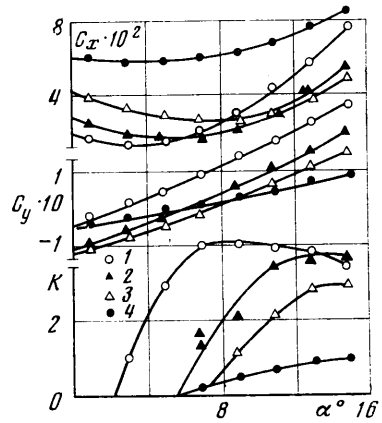
При сверхзвуковых скоростях обтекания крыльев с изломом (фиг. 1) реализуется течение, близкое к коническому. Распределение давления по коническим сечениям примерно постоянно. На изломе при  $\alpha < 5^\circ$  давление снижается к кромке (сечение  $l=0.9$ , сплошные кривые), при  $\alpha=10^\circ$  давление мало изменяется, а при  $\alpha=15^\circ$  давление повышается от оси модели к излому. При  $M=3$  давление на крыле с изломом выше, чем у плоского крыла, причем с увеличением угла атаки разница в величине  $c_p$  растет,

в то время как на дозвуковых скоростях наблюдается обратная зависимость.

Известно, что при реализации конического сечения в следе за моделью имеется область, соответствующая структуре потока над крылом и не искаженная возмущениями от заднего среза [8]. По наблюдениям за этой областью можно судить о положении скачков, присоединенных к передним острым кромкам, и характере их взаимодействия. В процессе экспериментальных исследований крыльев с коническим изломом были получены фотографии спектров обтекания. На каждом снимке ( $M=2$  и 3) отчетливо просматривалась прямая линия над моделью с началом в передней точке, являющаяся проекцией присоединенной волны, криволиней-



Фиг. 3



Фиг. 4

ной в плоскости, нормальной к набегающему потоку. На протяжении всей модели линия прямая, что свидетельствует о сохранении коничности течения.

Схема обтекания с криволинейной волной реализовалась при последовательном уменьшении угла раскрытия  $\gamma$ , начиная от плоского треугольного крыла ( $\gamma=180^\circ$ ) [8].

При больших углах раскрытия  $\gamma=150-180^\circ$  кривизна в поперечном сечении головной волны увеличивается и обтекание происходит с одной криволинейной головной волной, присоединенной к передним кромкам крыла.

На моделях, представляющих комбинацию конуса и крыла с коническим изломом, исследовалось влияние угла излома крыла на структуру обтекания при  $M=5.96$ . Установлено, что излом крыла от 0 до  $30^\circ$  не оказывает влияния на форму линии над моделью (проекция ударной волны), следовательно, присоединенная к передним кромкам коническая ударная волна сохраняется, при этом радиус кривизны этой волны увеличивается. Для угла излома, равного  $79^\circ$ , можно предположить реализацию течения, близкого к схеме с плоской волной, лежащей на кромках. При увеличении угла атаки от 7 до  $12^\circ$  волна незначительно приближается к телу. Испытания элементов звездообразных тел в виде  $\Lambda$ -образных крыльев показали [8], что в зависимости от конфигурации моделей и условий обтекания возможны режимы течения как с приближением, так и с удалением волны от тела при увеличении угла атаки. В работе [4] такая возможность в поведении скачков объяснялась изменением параметра, представляющего собой отношение площади поперечного сечения крыльев, внешние поверхности которых направлены по потоку, к площади просвета между ними.

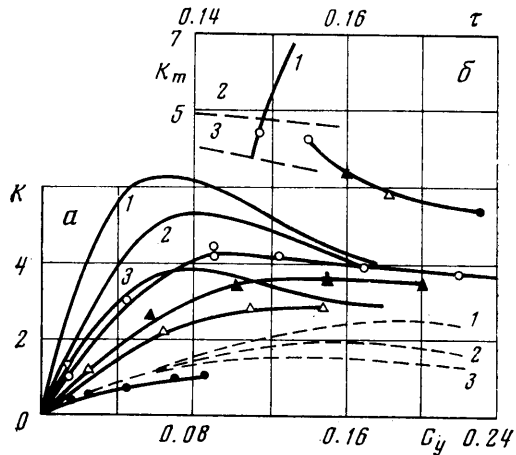
На фиг. 3. показано распределение давления в поперечном сечении крыла с изломом при  $M=3, \alpha=15^\circ$  и  $M=2, \alpha=10^\circ$  в соответствии с обозначениями фиг. 1. Область повышенного давления располагается при  $r > 0.5$ , что соответствует плоскости излома крыла. На этом же графике представлены экспериментальные результаты [9] по распределению давления на нижней поверхности модели в виде комбинации полукуноса с полууглом при вершине  $16^\circ$  и треугольного крыла со стреловидностью  $\chi=50^\circ$  при  $M=5.08, \alpha=14^\circ$  и  $M=8.1, \alpha=20^\circ$  — соответственно нижняя и верхняя сплошные линии. Величина дополнительного давления от влияния фюзеляжа на крыло значительна и распространяется на участок до  $r=0.65-0.75$ . Пунктирной линией показаны значения коэффициента давления для плоского треугольного крыла при соответствующих значениях  $M$  и  $\alpha$ .

Аэродинамические характеристики четырех моделей крыльев с изломом представлены на фиг. 4. При расчете аэродинамических коэффициентов за характерный размер принималась площадь в плане ( $S=50 \text{ см}^2$ ) для крыла с  $\gamma=0$ .

В зависимости от формы модели крыла с изломом коэффициент аэродинамического сопротивления принимает минимальное значение в диапазоне углов атаки  $\alpha=3-8^\circ$ . Несимметрия кривых  $c_x=f(\alpha)$  вблизи нулевого угла атаки объясняется наличием излома крыльев, а у модели-1 скосом передней кромки. Зависимости  $c_y(\alpha)$  в исследованном диапазоне углов атаки близки к линейным с незначительной выпуклостью вниз. При углах атаки  $\alpha \geq 10^\circ$  увеличение угла  $\eta$  вызывает снижение  $c_y$ . Величина максимального аэродинамического качества для плоского треугольного крыла достигается при  $\alpha \approx 8-9^\circ$ , причем по мере возрастания угла  $\eta$  значение  $K_m$  смещается в сторону больших углов атаки. Получено, что аэродинамическое качество модели с  $\eta=20^\circ$  выше, чем у остальных рассмотренных схем.

На фиг. 5, а в соответствии с принятыми обозначениями (фиг. 4) приведены результаты обработки экспериментальных данных для моделей треугольных крыльев с коническим изломом при  $M=5.96$  и  $Re_L=2.3 \cdot 10^6$ . С целью сравнения по аэродинамической эффективности здесь показаны сплошными кривыми 1, 2, 3 значения аэродинамического качества, полученные для крыльев с отрицательной  $\Lambda$ -образностью при  $\gamma=150, 160, 170^\circ$  [7]. Пунктирные линии 1, 2 проведены по результатам экспериментальных исследований компоновочных схем с отрицательной  $\Lambda$ - и положительной  $V$ -образностью при  $\gamma=120^\circ$  [10]. Пунктирной линией 3 показана зависимость аэродинамического качества от коэффициента подъемной силы для конуса с углом при вершине  $20^\circ$ . Из фиг. 5 следует, что при равном коэффициенте подъемной силы величина  $K(c_y)$  треугольных крыльев с коническим изломом уменьшается при увеличении угла  $\eta$ , тогда как у  $\Lambda$ -образных крыльев [7] аэродинамическое качество увеличивается с уменьшением  $\gamma$ .

В работе [7] отмечалось, что изменение угла раскрытия  $\Lambda$ -образных крыльев от  $180$  до  $150^\circ$  незначительно влияет на коэффициент подъем-



Фиг. 5

ной силы, но снижает величину коэффициента лобового сопротивления. В результате аэродинамическое качество  $\Lambda$ -крыльев с уменьшением угла  $\gamma$  на 20% превышает максимальное качество треугольного крыла. Исследование влияния на аэродинамическое качество расположения  $\Lambda$ -крыла на конусе [10] показывает, что для компонок с отрицательным  $\Lambda$ -крылом  $K(c_y)$  больше, чем при положительной V-образности, а также превышает качество конуса без крыльев. У компоновочной схемы с положительной V-образностью крыла аэродинамическое качество также несколько больше, чем  $K(c_y)$  конуса без крыльев.

Для сравнения по аэродинамической эффективности некоторых компоновочных схем летательных аппаратов на фиг. 5, 6 приведены значения максимального аэродинамического качества  $K_m$  в функции объемного параметра  $\tau = V^{2/3}/S$ , где  $V$  — объем летательного аппарата, а  $S$  — площадь в плане. Результаты исследований треугольных крыльев с коническим изломом показаны сплошной линией (обозначения соответствуют фиг. 4). Кривая 1 определяет зависимость  $K_m(\tau)$  для  $\Lambda$ -крыльев. По результатам исследований серии моделей полуконуса с полууглом при вершине от 3 до 9°, размещенного на верхней или нижней поверхности треугольного крыла с углом стреловидности  $\chi = 60^\circ$ , проведены кривые 2 и 3 соответственно [11]. Экспериментальные данные для конуса с центральным расположением крыла, как частный случай  $\Lambda$ -образного крыла при  $\gamma = 180^\circ$  [7] или треугольного крыла с коническим изломом при  $\eta = 0$ , размещаются между кривыми 2 и 3. У треугольных крыльев с коническим изломом увеличение объемного параметра  $\tau$  ведет к снижению величины  $K_m$  (фиг. 5, 6).

Известно, что у аппаратов с верхним расположением крыльев за счет полезной интерференции  $K_m$  реализуется при меньших углах атаки, чем у аппаратов с нижним расположением крыльев. По-видимому, для крыла с коническим изломом аналогичное влияние на величину  $K_m$  оказывает угол излома  $\eta$ . Большие углы  $\eta$  способствуют организации более сильной ударной волны у передней кромки, при этом увеличивается сопротивление аппарата и уменьшается его аэродинамическая эффективность.

Поступила 20 I 1976

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Гродзовский Г. Л. Полезная интерференция крыла и фюзеляжа при гиперзвуковых скоростях. Изв. АН СССР, ОТН, Механика и машиностроение, 1969, № 1.
2. Келдыш В. В. Аэродинамическое качество конического сектора с крылом на режимах, соответствующих вырезкам из течения в окрестности круглого конуса при нулевом угле атаки. Изв. АН СССР, МЖГ, 1968, № 6.
3. Eggers A. J. Jr. Some considerations of aircraft configurations suitable for long-range hypersonic flight. Sympos. on Hypersonic Flow. Bristol, 1959. London, Butterworths Sci. Publs, 1960.
4. Гонор А. Л., Швец А. И. Обтекание V-образных крыльев сверхзвуковым потоком при числе  $M = 3.9$ . Изв. АН СССР, МЖГ, 1967, № 6.
5. Келдыш В. В. Полезная интерференция крыла и тела при сверхзвуковых скоростях. Уч. зап. ЦАГИ, 1971, т. 2, № 1.
6. Collingbourne J. R., Peckham D. H. The lift and drag characteristics of caret wings at Mach numbers between 5 and 10. Aeronaut. Res. Council Current Papers, 1967, No. 930.
7. Гонор А. Л., Казаков М. Н., Швец А. И. Экспериментальное исследование сверхзвукового обтекания V-образных крыльев. Науч. тр. Ин-та механ. МГУ, 1970 № 1.
8. Гонор А. Л., Швец А. И. Исследование системы скачков при обтекании звездобразных тел. Изв. АН СССР, МЖГ, 1966, № 3.
9. Handall R. E., Bell R., Burk J. L. Pressure distribution tests of several sharp leading edge wings, bodies, and body-wing combination at Mach 5 and 8. Arnold Engng Development Center. Techn. note, 1960, No. 173.
10. Reggiori A. Lift and drag of a wing-cone configuration in Hypersonic flow. AIAA Journal, 1971, vol. 9, No. 4.
11. Eggers A. J. Jr., Syvertson C. A. Aircraft configurations developing high lift — drag ratios at high supersonic speeds, NACA RM 1956, No. A55L05.