

Выпуск 2406

ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ ПРОФИЛЯ И СТРЕЛОВИДНОСТИ  
ПЕРЕДНЕЙ КРОМКИ КРЫЛА  
НА ЕГО АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ  
ПРИ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ ПОЛЕТА

Р. А. Бреусова, В. В. Келдыш

## КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

Приводятся аэродинамические характеристики крыльев треугольных и с изломом передней кромки с различными углами стреловидности, полученные в результате численного расчета обтекания невязким идеальным газом при сверхзвуковых скоростях, соответствующих числу  $M$ , равному 3 и 6. Рассмотрены два варианта профиля сечений крыльев. Сопротивление трения учитывалось по методике, принятой в ЦАГИ. Показано, что, когда скачок уплотнения отсоединен от передней кромки крыла, обтекание его в продольных сечениях существенно отличается от обтекания соответствующего профиля крыла бесконечного размаха, и из двух крыльев конечного размаха, различающихся только профилем сечений, большим аэродинамическим качеством может обладать крыло, у профиля которого при тех же значениях чисел  $M$  и  $Re$  и на том же угле атаки аэродинамическое качество меньше.

## ВВЕДЕНИЕ

Расчетные и экспериментальные исследования крыльев конечного размаха показывают, что при сверхзвуковых скоростях полета на режиме обтекания с присоединенным к передним кромкам скачком уплотнения аэродинамические характеристики  $c_{ya}(\alpha)$  и  $c_{xa}(c_{xa})$  крыла с подобным профилем продольных сечений практически совпадают с характеристиками его профиля (крыла бесконечного размаха) [1]. Форма крыла в плане оказывает второстепенное влияние на эти зависимости, и течение на его поверхности близко к плоскому.

Отсоединение скачка уплотнения от передней кромки у крыла конечного размаха происходит при заметно меньших значениях числа  $M$  полета и угла атаки  $\alpha$ , чем у соответствующих его продольным сечениям профилей (крыльев бесконечного размаха), и существенно зависит от формы крыла в плане (стреловидности его передних кромок). Многочисленные эксперименты показали, что у конфигураций с выпуклой поверхностью или небольшой вогнутостью ее наветренной части отсоединение скачка уплотнения происходит обычно в соответствии с гипотезой плоских сечений в нормальной к передней кромке плоскости [2]. Этот критерий практически всегда применим к консольной части крыльев и органам управления современных компоновок летательных аппаратов. У поверхностей с большой вогнутостью наветренной части, а также в результате взаимодействия течения за передней кромкой крыла с корпусом или другим агрегатом летательного аппарата отсоединение скачка уплотнения от передней кромки может произойти раньше, чем следует по этой гипотезе [3]. Такая ситуация возможна, например, на наплывной части крыла.

На режимах обтекания с отсоединенным от передней кромки скачком уплотнения существенно сказывается пространственность течения и форма крыла в плане заметно влияет на его аэродинамические характеристики

и распределение давления на поверхности. Поэтому, как будет показано, на этих режимах профилировку крыла нельзя выбирать на основании аэродинамических характеристик профилей.

В настоящей работе проводится сравнительный анализ аэродинамических характеристик крыльев различной формы в плане, в том числе и бесконечного удлинения, с одинаковой относительной толщиной и двумя вариантами формы профиля продольного сечения. Рассматриваются как суммарные аэродинамические характеристики крыльев  $c_{ya}(\alpha)$  и  $c_{ya}(c_{xa})$ , так и распределение давления на их поверхности. Используются результаты численного расчета обтекания крыла конечного размаха сверхзвуковым потоком невязкого идеального газа в рамках трехмерных уравнений Эйлера [4] и линейной теории крыла конечного размаха [5] на режимах как с присоединенным, так и с отсоединенным от передней кромки скачком уплотнения. Характеристики профиля (крыла бесконечного размаха) определялись по теории третьего порядка [5]. При расчете аэродинамического качества сопротивление трения и вязкое взаимодействие определялись без учета пространственности течения [6, 7].

Показано, что на режиме с отсоединенным от передней кромки скачком уплотнения из двух крыльев конечного размаха, различающихся только профилем продольных сечений, большей величиной максимального аэродинамического качества может обладать крыло, у профиля которого при тех же значениях чисел  $M$  и  $Re$  и на том же угле атаки максимальное аэродинамическое качество меньше.

## АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ

При сверхзвуковых скоростях полета  $M = 3$  и  $6$  и углах атаки  $\alpha \leq 10^\circ$  исследовались аэродинамические характеристики треугольных крыльев и крыльев с изломом передней кромки при изменении углов ее стреловидности  $\chi = 50 \div 80^\circ$ . У всех крыльев передняя кромка плоская, профиль продольного сечения изменяется подобно по размаху крыла и относительная толщина его постоянна и равна  $\bar{c} = 0,03$ . Рассматривались два варианта формы профиля: профиль крыла с плоской нижней и параболической верхней поверхностью, заданный равенствами

$$\bar{y}_v = 4\bar{c}\bar{x}(1 - \bar{x}); \bar{y}_n = 0, \bar{x} = x/b; \bar{y} = y/b,$$

и симметричный параболический профиль

$$\bar{y}_v = -\bar{y}_n = 2\bar{c}\bar{x}(1 - \bar{x}).$$

Здесь  $b$  — хорда профиля.

## ТРЕУГОЛЬНЫЕ КРЫЛЬЯ

На рис. 1—9 приведены поляры волнового сопротивления  $c_{ya}(c_{xa})$ , зависимости  $c_{ya}(\alpha)$  и аэродинамическое качество  $K(c_{ya})$  треугольных крыльев, полученные в результате численных расчетов их обтекания. Аэродинамическое качество определялось с учетом сопротивления трения при значении числа  $Re = 3,2 \cdot 10^8$  для турбулентного пограничного слоя. Относительная температура поверхности крыла  $\bar{T}_w$  принималась равной  $0,6$  при  $M = 6$  и  $1,0$  при  $M = 3$ . Сплошные линии соответствуют результатам численных расчетов уравнений Эйлера, штрихпунктирные — результатам расчета по линейной теории без учета подсасывающей силы. Для крыльев с дозвуковой передней кромкой ( $M = 3$ ,  $\chi = 80^\circ$ ) волновое сопротивление по линейной теории определялось также с учетом подсасывающей силы (крупный штрих). Там же показаны характеристики профилей, соответствующих продольным сечениям этих крыльев (мелкий штрих).

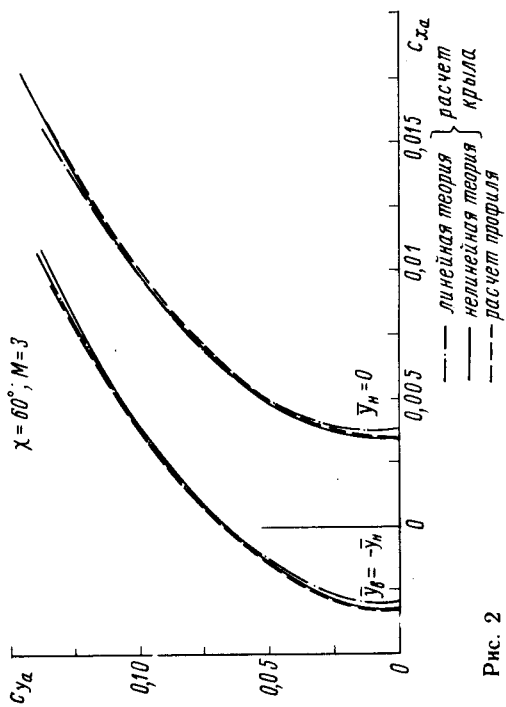


Рис. 2

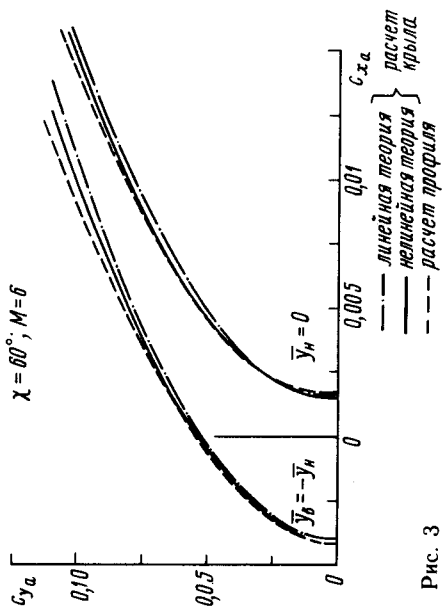


Рис. 3

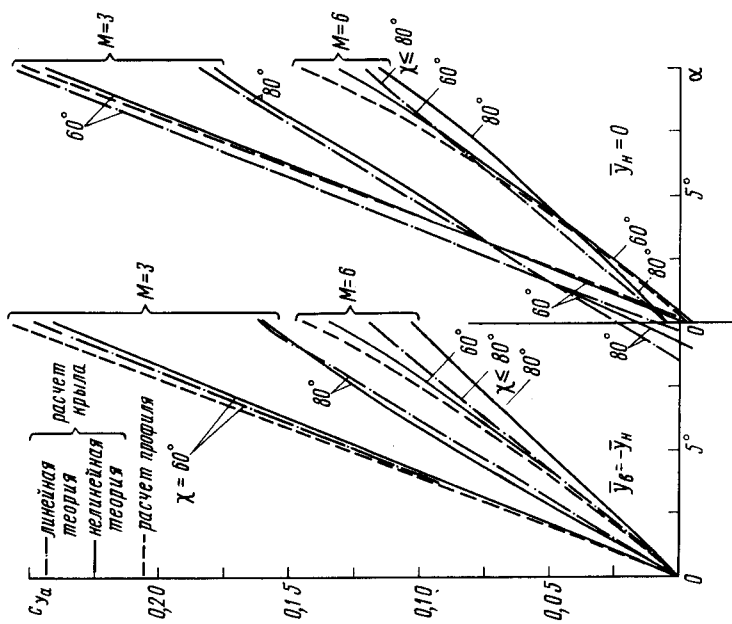


Рис. 1

$\chi = 80^\circ, M = 3, \bar{Re} = 3,2 \cdot 10^6, \bar{T}_w = 0,03$

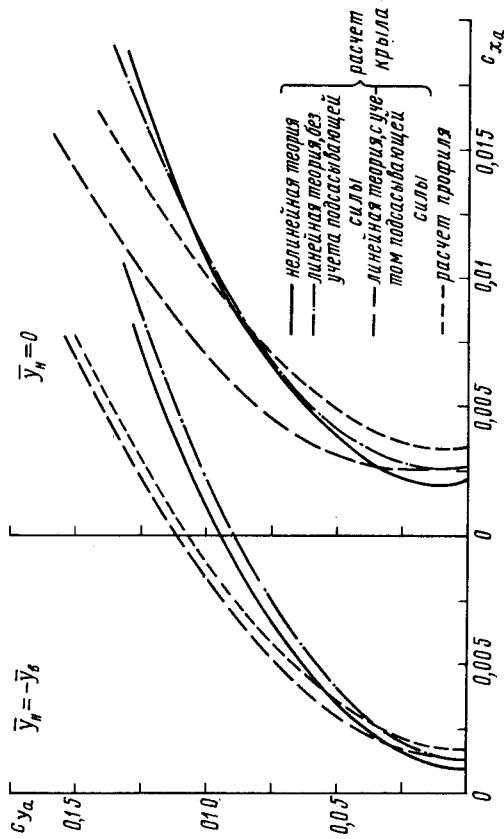


Рис. 4

$\chi = 80^\circ, M = 6$

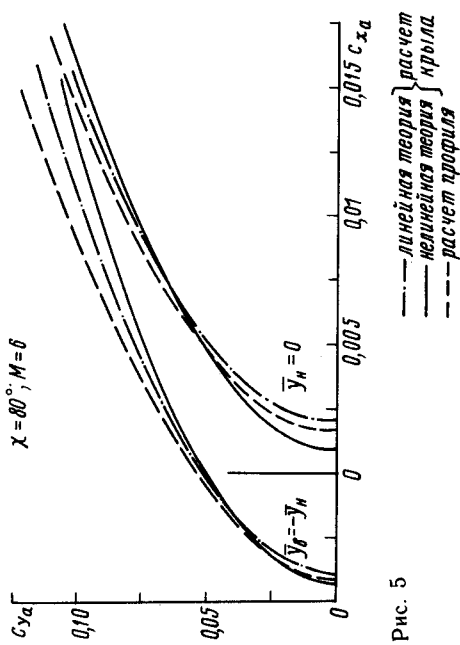


Рис. 5

$\chi = 80^\circ, M = 3, \bar{Re} = 3,2 \cdot 10^6, \bar{T}_w = 1,0$

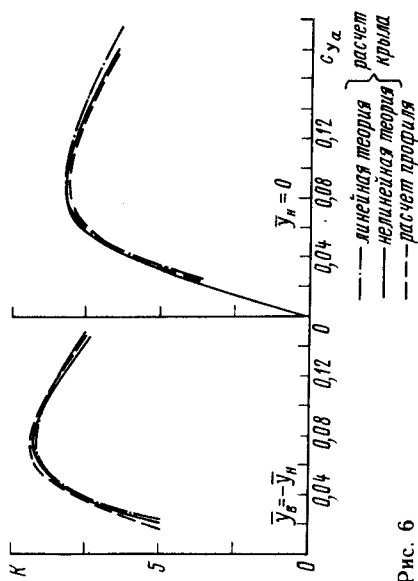


Рис. 6

$\chi = 80^\circ, M = 6, \bar{Re} = 3,2 \cdot 10^6, \bar{T}_w = 0,6$

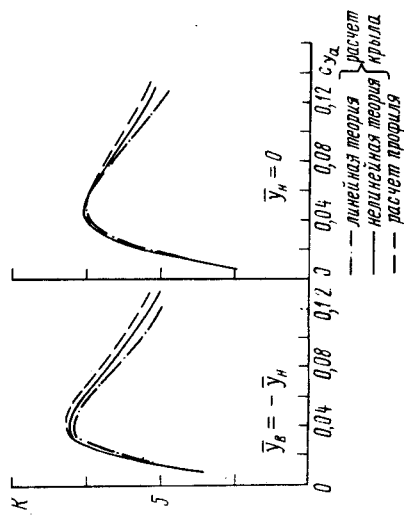


Рис. 7

$$\chi = 80^\circ; Re = 3,2 \cdot 10^6$$

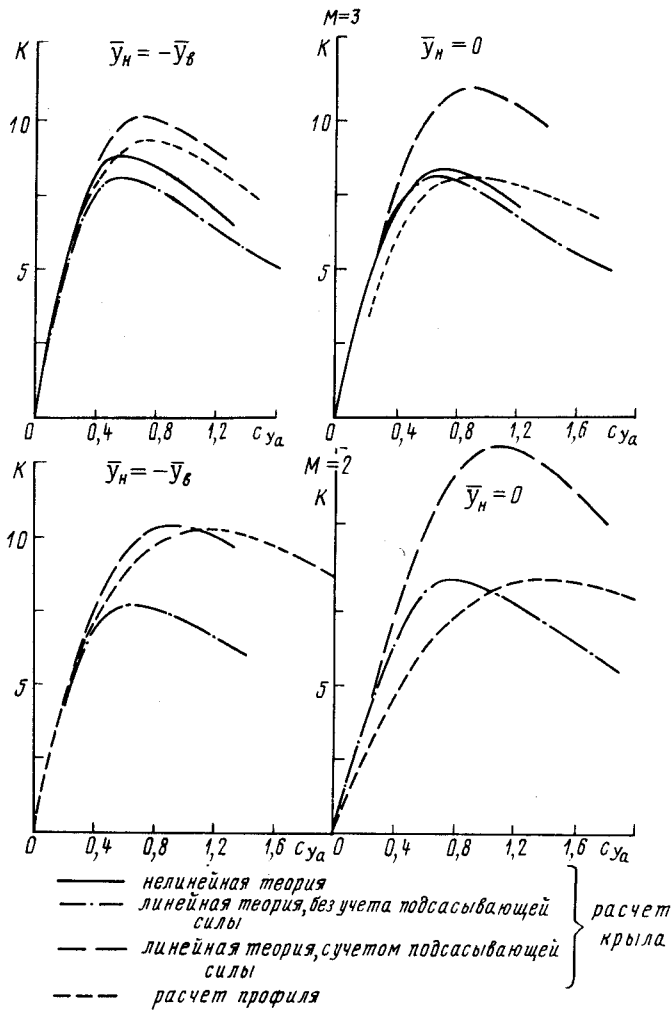


Рис. 8

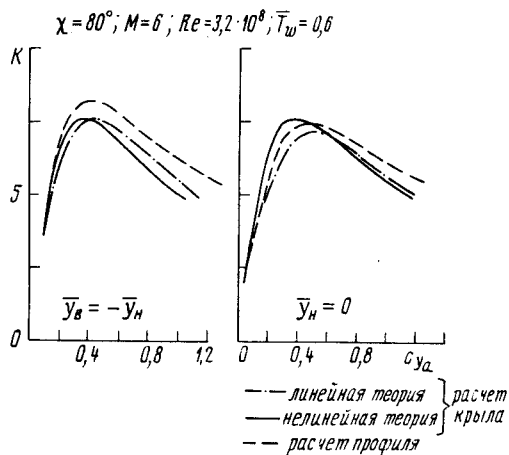


Рис. 9

У исследованных треугольных крыльев на режимах обтекания  $M=6$ ,  $0 \leq \alpha \leq 10^\circ$  скачок уплотнения присоединен к их передней кромке, когда угол ее стреловидности  $\chi \leq 70^\circ$ . При числе  $M=3$  у крыла с плоской нижней поверхностью и  $\chi=60^\circ$  скачок уплотнения присоединен к ней на углах атаки  $0 \leq \alpha \leq 7^\circ$ , а у крыла с симметричным профилем и такой же стреловидностью скачок присоединен при  $|\alpha| \leq 3^\circ$ . На этих режимах обтекания поляры исследованных крыльев, полученные в результате численного расчета трехмерных уравнений Эйлера, практически такие же, как у профиля их продольных сечений (крыла бесконечного размаха) при тех же значениях числа  $M$  и угла атаки  $\alpha$ . Следовательно, на режиме обтекания со скачком уплотнения, присоединенным к передней кромке крыла конечного размаха, форма крыла в плане оказывает второстепенное влияние на его аэродинамические характеристики (см. рис. 1—3, 6 и 7).

При числе  $M=3$  поляры крыльев, полученные по линейной теории, вполне удовлетворительно согласуются с результатами численных расчетов уравнений Эйлера и для крыла с симметричным профилем при углах атаки  $\alpha > 3^\circ$ , когда скачок уплотнения отсоединен от его передней кромки, но находится еще вблизи нее (см. рис. 2 и 6). Зависимости  $c_{ya}(\alpha)$ , полученные обоими методами, у крыла с плоской нижней поверхностью сдвинуты друг относительно друга вдоль оси  $\alpha$  примерно на  $0,5^\circ$ . У крыла с симметричным профилем они начинают расходиться, когда скачок уплотнения отсоединен от передней кромки (см. рис. 1).

При числе  $M=6$  результаты линейной теории и численных расчетов уравнений Эйлера расходятся, особенно зависимости  $c_{ya}(\alpha)$  для крыла с плоской нижней поверхностью и для крыла с симметричным профилем при  $\alpha > 5^\circ$ , когда проявляется волновая нелинейность этой зависимости, которую линейная теория не учитывает. Меньший наклон кривой  $c_{ya}(\alpha)$  по линейной теории определяет большее индуктивное сопротивление крыла при заданной величине  $c_{ya}$ . Минимальные значения коэффициента волнового сопротивления крыльев, полученные обоими методами, при числе  $M=6$  близки (см. рис. 1, 3 и 7).

У крыльев с углом стреловидности передней кромки  $\chi=80^\circ$  при значении числа  $M \leq 6$  скачок уплотнения отсоединен от нее. Аэродинамические характеристики их отличаются от характеристик соответствующих профилей и крыльев с  $\chi=60^\circ$  и таким же профилем. Это различие имеет не только количественный, но и качественный характер, особенно когда передняя кромка дозвуковая, и с уменьшением числа  $M$  увеличивается (см. рис. 1, 4, 5, 8 и 9).

В исследованном диапазоне изменения числа Маха и угла атаки рассматриваемые профили (крылья бесконечного размаха) обтекаются с присоединенным к передней кромке скачком уплотнения. Подсасывающая сила у них отсутствует. Аэродинамическое качество у симметричного профиля заметно больше, чем у профиля с плоской нижней поверхностью. Различие в его максимальной величине при числе  $M=3$  составляет примерно полторы единицы, при числе  $M=6$  — пол-единицы (рис. 8 и 9).

У крыльев с углом стреловидности передней кромки  $\chi=80^\circ$  аэродинамическое качество меньше, чем у соответствующего им симметричного профиля. При числе  $M=3$  по линейной теории без учета подсасывающей силы у крыла с симметричным профилем максимальное аэродинамическое качество примерно на полторы единицы меньше, чем у профиля его продольного сечения, и приблизительно такое же, как у крыла с плоской нижней поверхностью. С уменьшением числа Маха это различие увеличивается, и при числе  $M=2$  по линейной теории  $K_{\max}$  крыла с симметричным профилем примерно на 2,5 единицы меньше, чем у его профиля, и на единицу меньше, чем у крыла с плоской нижней поверхностью. Заметно меньше, чем у профиля, коэффициент подъемной силы этих крыльев, соответствующий максимальному аэродинамическому качеству  $c_{ya \text{ опт}}$  и величине аэродинамического качества при  $c_{ya} > c_{ya \text{ опт}}$ , а также наклон зависимости  $c_{ya}(\alpha)$ .

Для крыльев с углом стреловидности передней кромки  $\chi=80^\circ$  резуль-

таты расчетов по линейной теории и по уравнениям Эйлера заметно расходятся как при  $M = 6$ , так и при  $M = 3$ .

Существенное различие между аэродинамическими характеристиками этих крыльев и соответствующих им профилей наблюдается при расчете обоими методами.

На рис. 10—15 приведено при числе  $M = 3$  распределение коэффициента давления на поверхности треугольных крыльев в трех продольных сечениях, полученное в результате численного расчета уравнений Эйлера. На рис. 10—13 при одинаковых углах атаки сравнивается давление на крыльях с одинаковой формой профиля и различными углами стреловидности передней кромки:  $\chi = 60^\circ$  и  $\chi = 80^\circ$ . Кружками показано давление, рассчитанное на профиле (крыле бесконечного размаха).

У крыльев с  $\chi = 60^\circ$  на режимах обтекания с присоединенным к передней кромке скачком уплотнения давление на поверхности близко к его величине на соответствующих профилях при том же числе  $M$  и угле атаки  $\alpha$ . Пространственность течения на крыле по сравнению с профилем сказывается в некотором уменьшении давления на наветренной поверхности вблизи плоскости симметрии крыла (см.  $\bar{z} = 0,2$ ) и увеличении в окрестности передней кромки (см.  $\bar{z} = 0,7$ ). Максимум давления на нижней поверхности крыла на этих рисунках несколько сдвинут с передней кромки вследствие «размазывания» скачка уплотнения в использованном численном методе расчета. На большей части верхней поверхности крыла давление практически такое же, как на профиле.

При угле атаки  $\alpha = 5^\circ$  у крыла с симметричным профилем и углом стреловидности передней кромки  $\chi = 60^\circ$  скачок уплотнения отсоединен от нее, но расположен еще в непосредственной окрестности, и давление на поверхности крыла близко к давлению на соответствующем профиле (см. рис. 11).

У крыльев с  $\chi = 80^\circ$  при числе  $M = 3$  скачок уплотнения удален от передней кромки более чем на  $10^\circ$  (дозвуковая кромка). Давление на их нижней и большей части верхней поверхности существенно меньше, чем на профиле. Характер

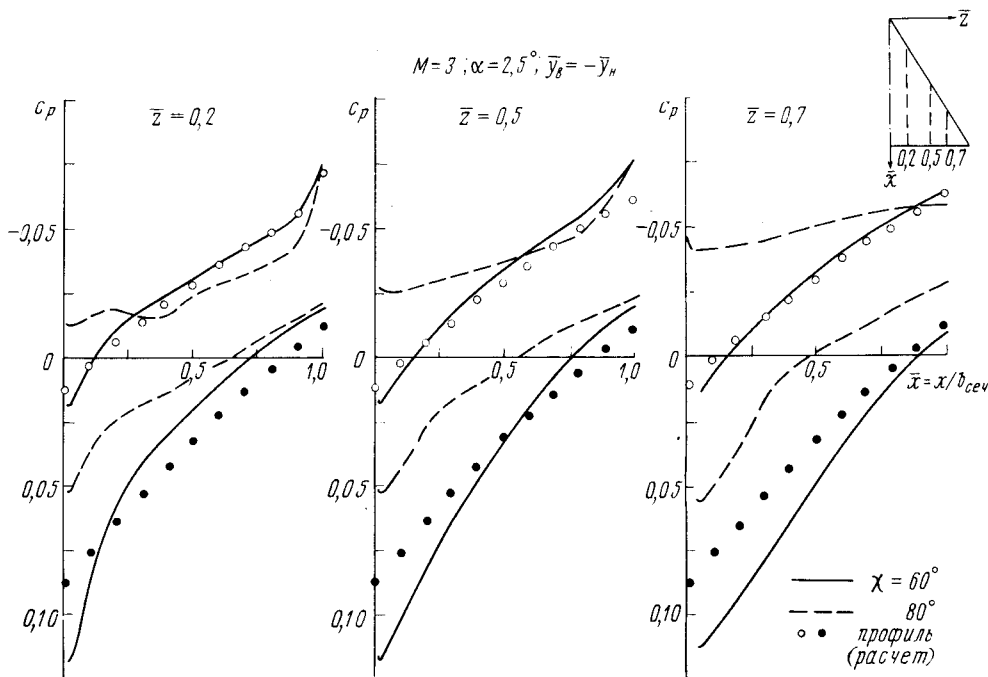


Рис. 10

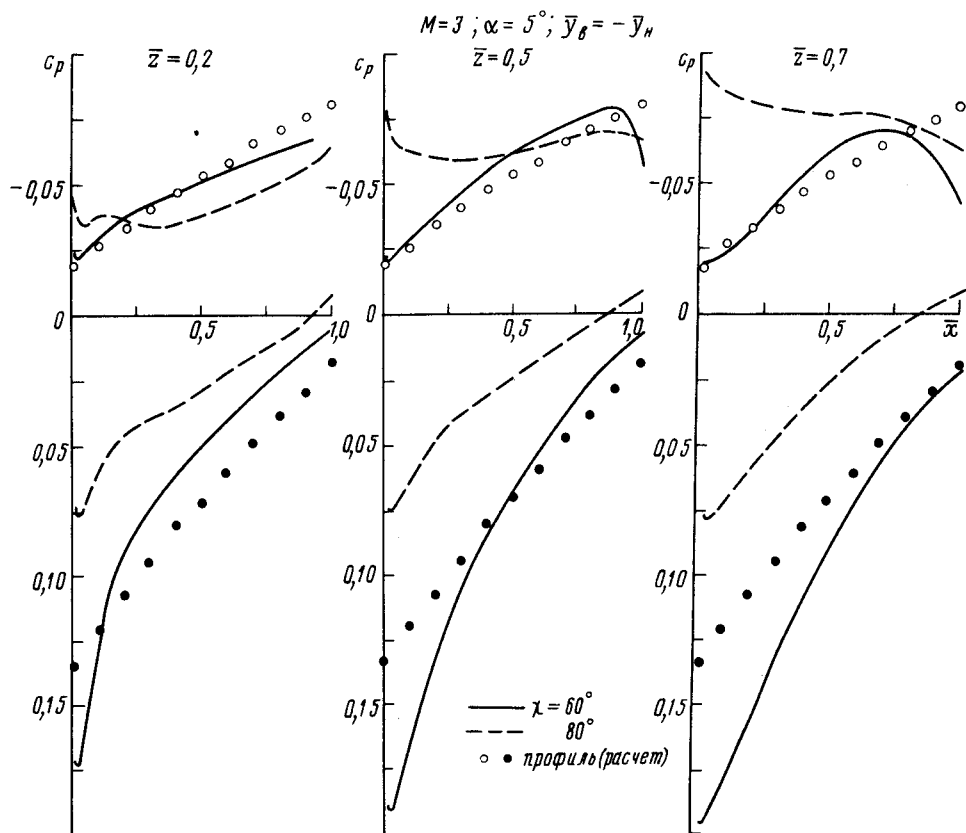


Рис. 11

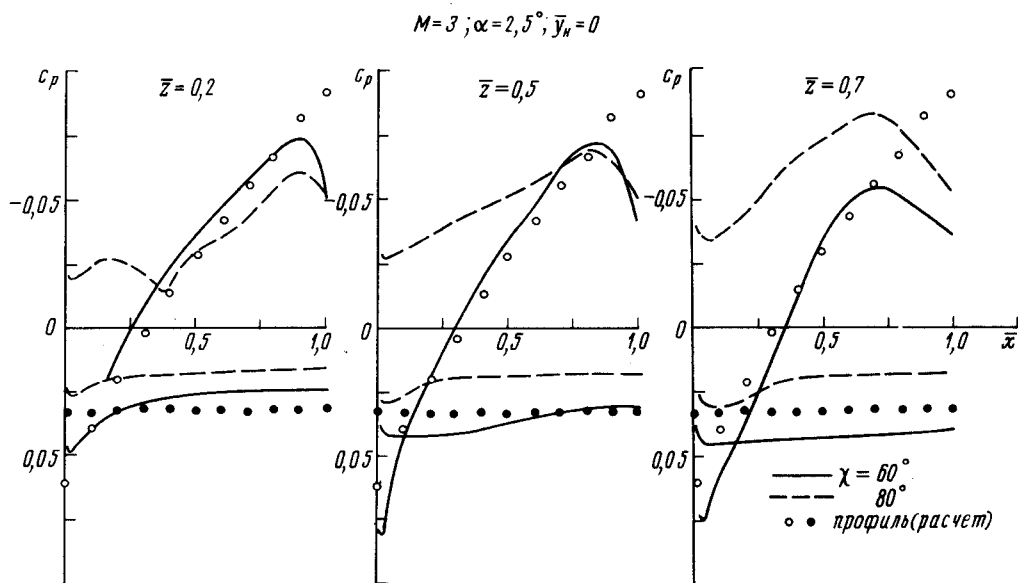


Рис. 12

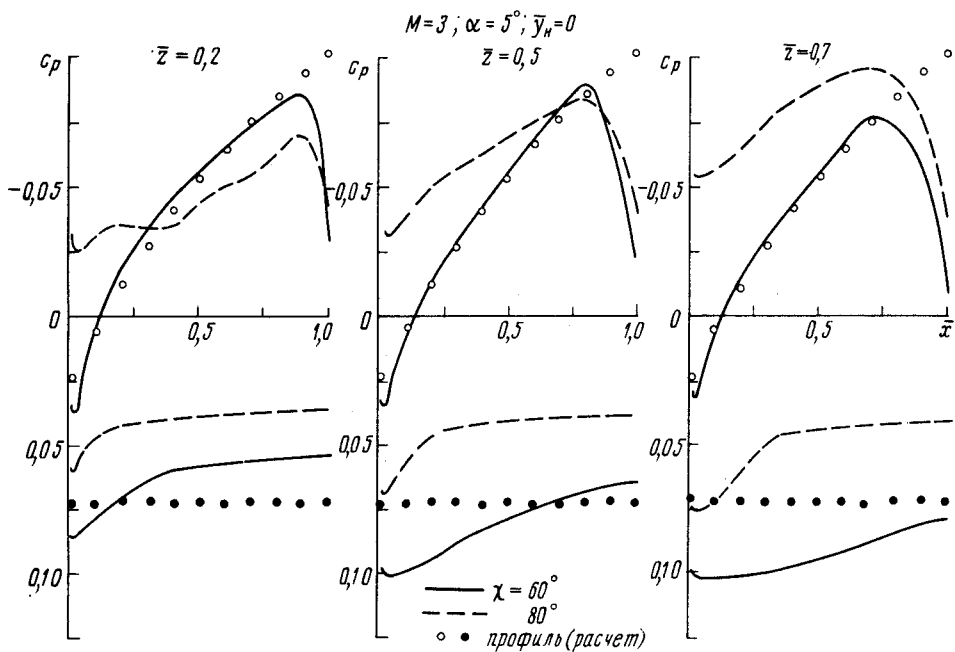


Рис. 13

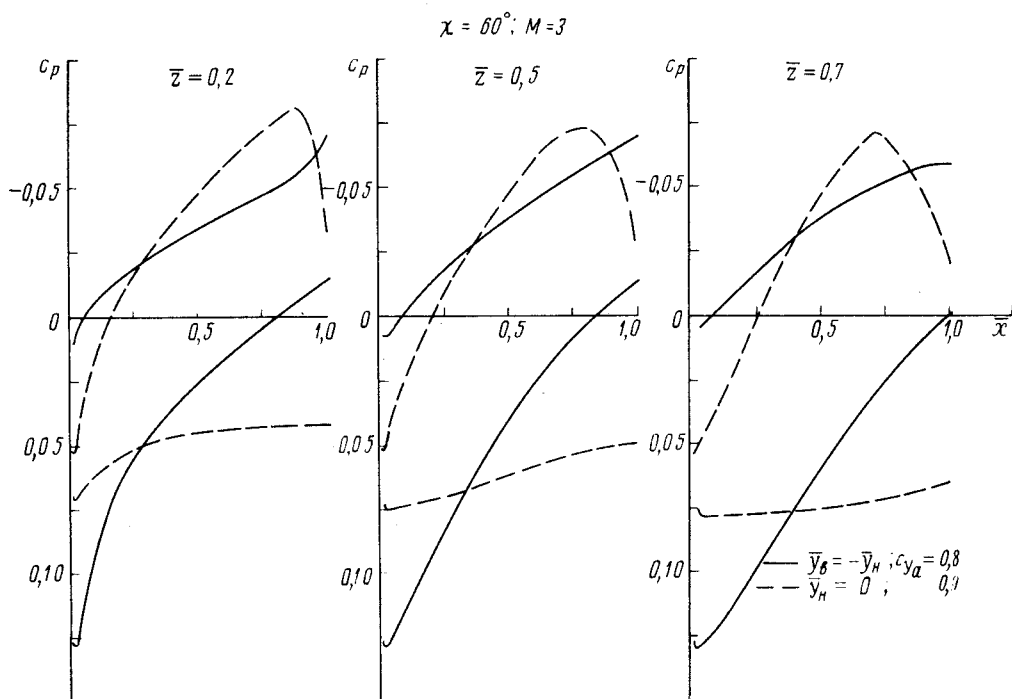


Рис. 14

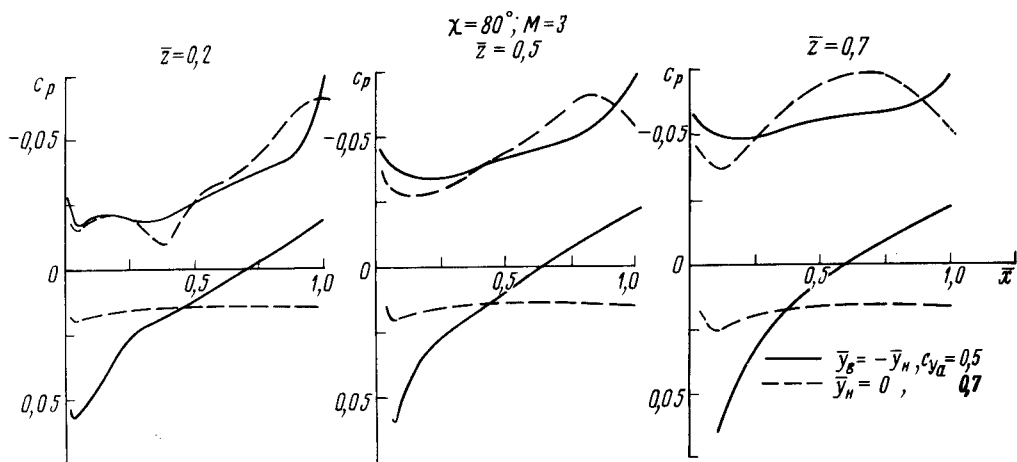


Рис. 15

обтекания приближается к дозвуковому. В частности, на верхней поверхности в окрестности передней кромки отсутствует область повышенного давления, возникающая, когда скачок уплотнения присоединен к ней сверху (см. рис. 12).

На рис. 14 и 15 сравнивается распределение давления на поверхности крыльев с различными профилями и одинаковым углом стреловидности передней кромки на режиме обтекания в окрестности максимального аэродинамического качества. Сплошные линии соответствуют крылу с симметричным профилем, штриховые — с плоской нижней поверхностью.

На большей части плоской наветренной поверхности крыла давление изменяется слабо, особенно, когда скачок уплотнения отсоединен от его передней кромки ( $\chi = 80^\circ$ ).

У крыльев с симметричным профилем давление на наветренной поверхности убывает в направлении от передней кромки к задней. На рассмотренных режимах обтекания вблизи задней кромки этих крыльев на наветренной поверхности видна область разрежения. Интенсивность его и величина этой области у крыла с дозвуковой передней кромкой ( $\chi = 80^\circ$ ) значительно больше. Это приводит к уменьшению его максимального аэродинамического качества и соответствующего ему коэффициента подъемной силы по сравнению с крылом с таким же профилем и сверхзвуковой передней кромкой ( $\chi = 60^\circ$ ) (см. рис. 6 и 8).

У крыльев с углом стреловидности передней кромки  $\chi = 60^\circ$  на рассматриваемых режимах обтекания скачок уплотнения присоединен к ней снизу и сверху. Вследствие меньшей кривизны верхней поверхности у крыла с симметричным профилем пик давления на ней в окрестности передней кромки и градиент давления при удалении от нее заметно меньше, чем у крыла с плоской нижней поверхностью (см. рис. 14). У последнего область повышенного давления на верхней поверхности занимает  $\sim 20\%$  хорды сечения при  $c_{ya} \approx 0.9$ . В результате при числе  $M = 3$  и угле стреловидности передней кромки  $\chi = 60^\circ$  у крыла с плоской нижней поверхностью аэродинамическое качество примерно на  $10\%$  меньше, чем у крыла с симметричным профилем (см. рис. 6). Аналогичное явление наблюдается и при числе  $M = 6$ .

## КРЫЛЬЯ С ИЗЛОМОМ ПЕРЕДНЕЙ КРОМКИ

При сверхзвуковых скоростях полета возмущения в поле течения распространяются вниз по потоку в ограниченной области. Поэтому у крыльев с изломом передней кромки влияние его не распространяется на обтекание

расположенной перед ним части крыла. Когда передняя кромка крыла состоит из двух отрезков прямых, передняя часть его с углом стреловидности  $\chi_1$  (рис. 16) при заданных значениях числа  $M$  и угла атаки  $\alpha$  обтекается как часть треугольного крыла с таким же углом стреловидности передней кромки (область 1) вплоть до границы области возмущения (область 2), обусловленной изломом передней кромки. На рис. 16 область 2 заштрихована. Штриховая линия на рис. 16, а ограничивает область, возмущенную передней частью крыла с дозвуковой передней кромкой.

Консольная часть крыла за точкой излома кромки, расположенная вне этих областей, обтекается как скользящее крыло с таким же углом стреловидности передней кромки  $\chi_2$  потоком, не возмущенным передней частью крыла (область 3).

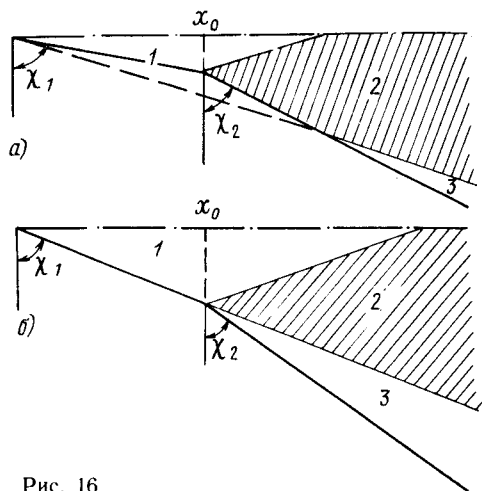


Рис. 16

На режимах с присоединенными к передней кромке крыла скачками уплотнения область возмущения от излома кромки на нижней поверхности ограничена тоже скачками уплотнения, выходящими из точки излома, и передняя кромка консольной части крыла целиком расположена вне этой области (см. рис. 16).

Исследовались крылья с кусочно-прямолинейной передней кромкой с углами стреловидности  $\chi_1 = 70^\circ$ ,  $\chi_2 = 50^\circ$  и  $\chi_1 = 80^\circ$ ,  $\chi_2 = 60^\circ$ . Точка ее излома располагалась в поперечных сечениях, удаленных от вершины крыла в долях его длины на расстояние  $\bar{x}_0 = 0,5$  и  $0,72$ . Рассматривались те же варианты профилей продольных сечений, что и у треугольных крыльев. На рис. 17—22 приведены аэродинамические характеристики этих крыльев  $c_{ya}(\alpha)$ ,  $c_{ya}(c_{xa})$  и  $K(c_{ya})$  при числах  $M=3$  и  $6$ ,  $Re=3,2 \cdot 10^8$  (сплошные линии). Там же показаны характеристики треугольных крыльев с углами стреловидности передней кромки, равными величине его в передней и консольной частях крыла с изломом кромки ( $\chi_1$  и  $\chi_2$ , штриховые линии).

При  $M=6$  и угле стреловидности передней кромки  $\chi \leq 70^\circ$ , когда скачок уплотнения присоединен к ней в рассматриваемом диапазоне углов атаки, аэродинамические характеристики не зависят от формы крыла в плане и практически такие же, как у профиля его продольных сечений и треугольных крыльев с таким же профилем.

При  $M=3$  у всех исследованных крыльев с изломом передней кромки и при  $M=6$  у крыла с углами стреловидности  $\chi_1 = 80^\circ$ ,  $\chi_2 = 60^\circ$  скачок уплотнения отсоединен от ее передней части. На этих режимах форма крыла в плане заметно влияет на его аэродинамические характеристики.

С перемещением точки излома передней кромки к задней кромке крыла аэродинамические характеристики его меняются в пределах между характеристиками треугольных крыльев с углом стреловидности передней кромки,

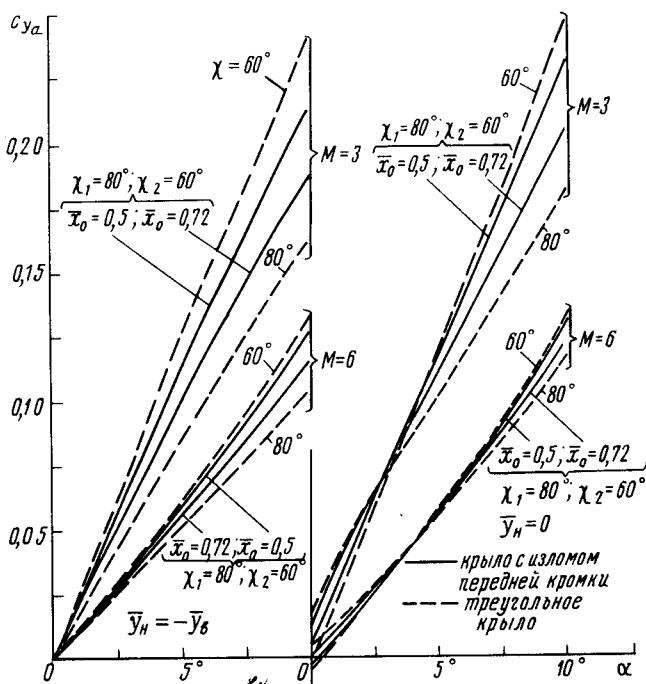


Рис. 17

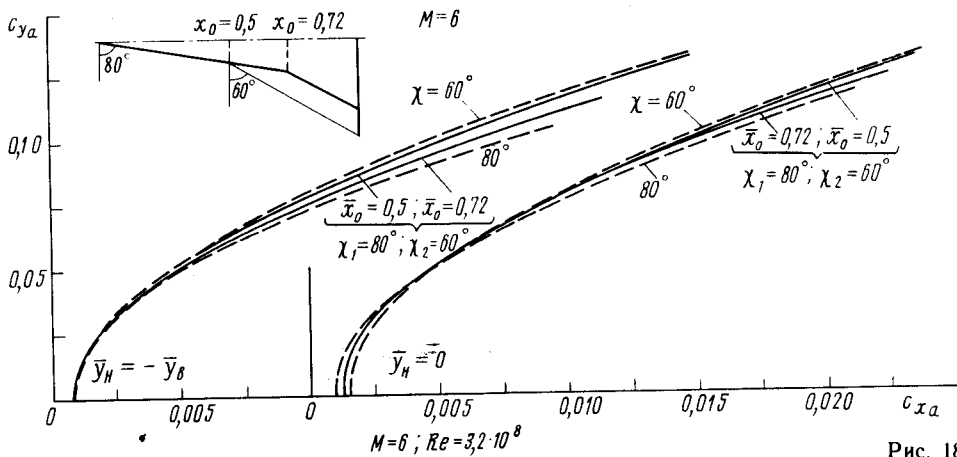


Рис. 18

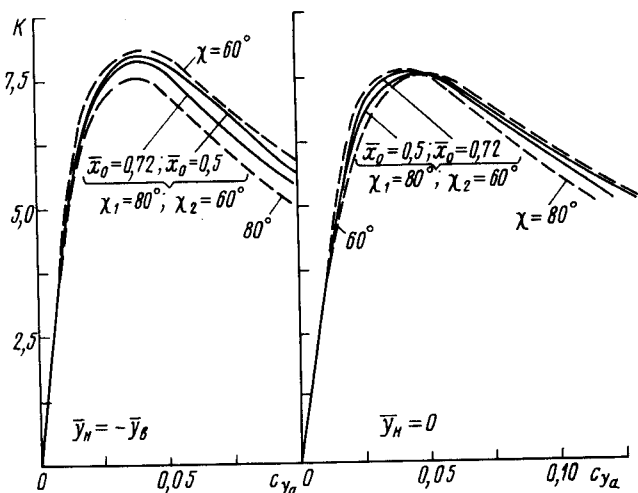


Рис. 19

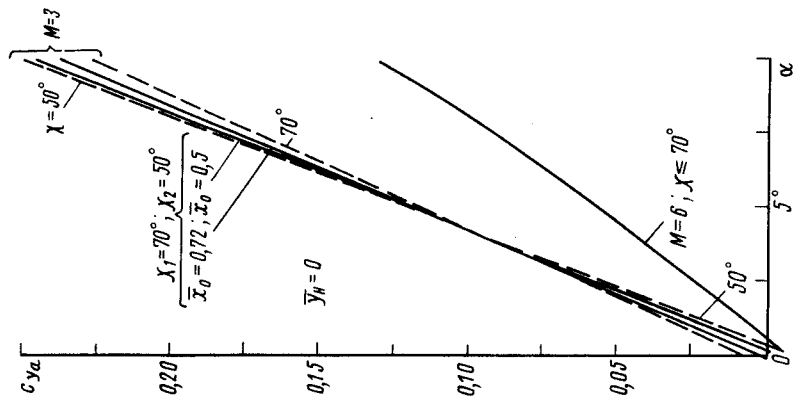


Рис. 20

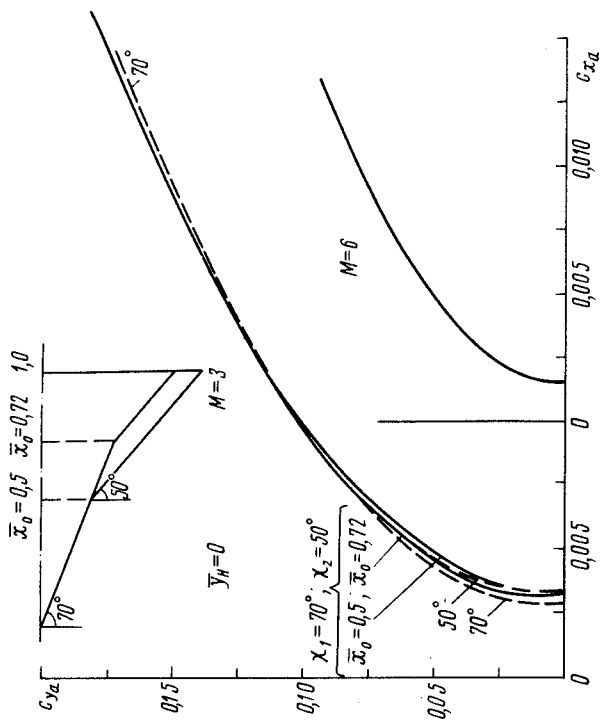


Рис. 21

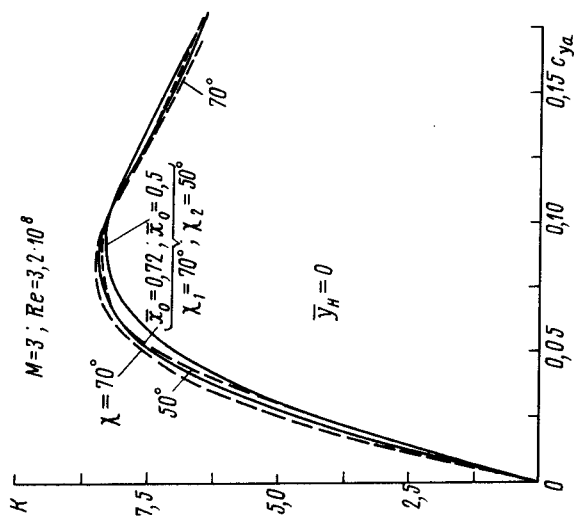


Рис. 22

равным его величине в передней и консольной частях крыла. При этом уменьшается наклон зависимости  $c_{ya}(\alpha)$  и величина  $c_{x_{a \min}}$ , а индуктивное сопротивление увеличивается и поляры крыльев пересекаются. У крыльев с плоской нижней поверхностью уменьшается также угол нулевой подъемной силы, величина  $c_{ya}$  при  $\alpha = 0$  увеличивается и зависимости  $c_{ya}(\alpha)$  тоже пересекаются (см. рис. 17).

Влияние угла стреловидности передней кромки крыла на величину его максимального аэродинамического качества зависит от формы профилей сечений, чисел  $M$  и  $Re$  полета.

С уменьшением числа  $Re$  при постоянном значении числа  $M$  увеличиваются коэффициент сопротивления трения крыльев и коэффициент подъемной силы, соответствующий режиму максимального аэродинамического качества. Если при различных значениях числа  $Re$  эти режимы расположены по разные стороны от точек пересечения поляр, влияние стреловидности передних кромок крыльев на их максимальное аэродинамическое качество различно. С увеличением угла стреловидности при большем значении числа  $Re$  величина  $K_{\max}$  будет возрастать, при меньшем значении числа  $Re$  — уменьшаться.

Это обстоятельство следует учитывать при исследовании в аэродинамических трубах, если числа  $Re$  в эксперименте и в натурных условиях полета сильно различаются.

На рис. 23—26 приведены значения коэффициента давления на плоской нижней поверхности крыльев с изломом передней кромки в поперечных сечениях, удаленных на различное расстояние от точки излома (сплошные линии). Поперечная координата  $\bar{z}$  отнесена к местному полуразмаху крыла. Там же показано давление на нижней поверхности треугольных крыльев с таким же профилем и углами стреловидности передней кромки  $\chi_1$  и  $\chi_2$  (штрихо-

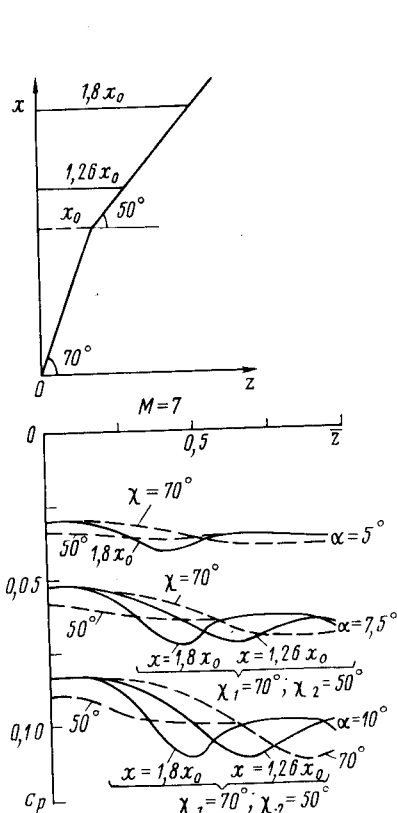


Рис. 23

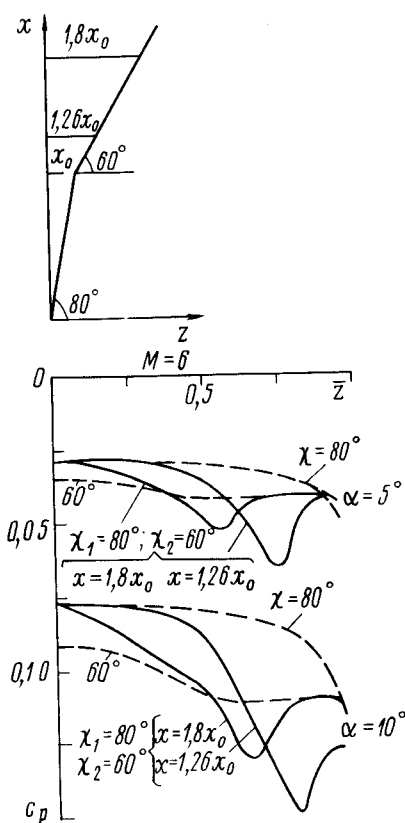


Рис. 24

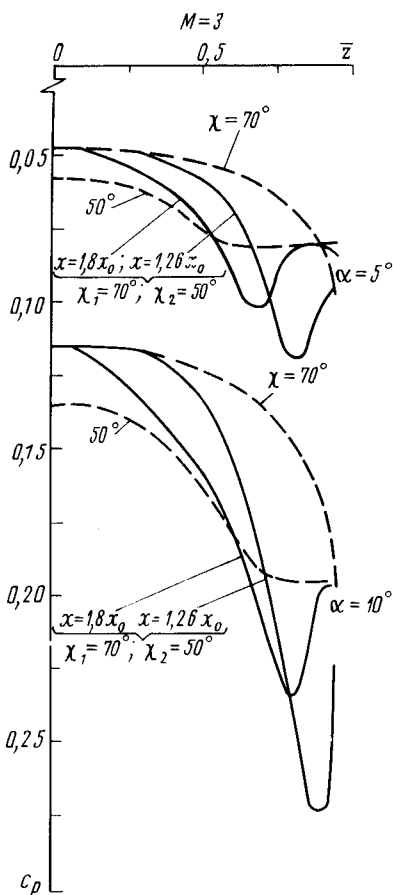


Рис. 25

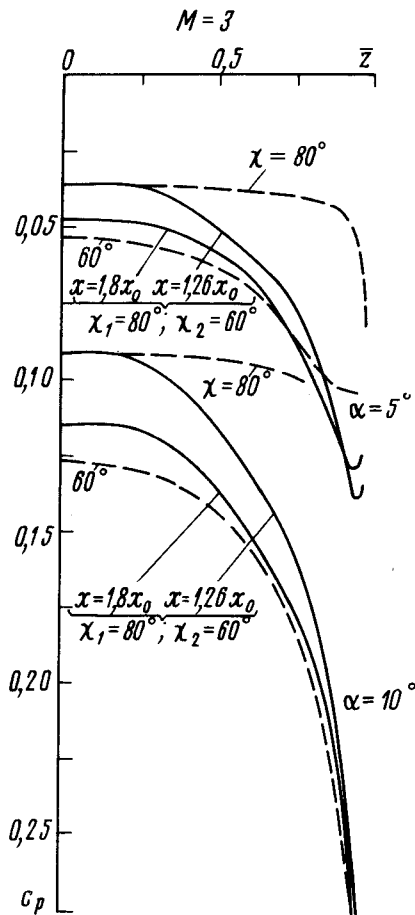


Рис. 26

вые линии). На рассмотренных режимах течение на плоской нижней поверхности треугольных крыльев коническое, и в выбранных координатах давление на ней в различных поперечных сечениях одинаково.

У крыльев с изломом передней кромки на эпюрах давления видна область влияния этого излома, ограниченная скачком уплотнения от области плоскопараллельного течения на консольной части крыла, где давление такое же, как на треугольном крыле в окрестности передней кромки с таким же углом ее стреловидности  $\chi_2$ . Внутри этой области влияния за скачком происходит уменьшение давления с приближением к плоскости симметрии. При удалении от точки излома передней кромки границы области ее влияния смещаются по относительной координате  $\bar{z}$  к плоскости симметрии.

В большинстве рассмотренных случаев в некоторой окрестности плоскости симметрии давление такое же, как на треугольном крыле, соответствующем передней части исследуемых крыльев. Следовательно, в этих сечениях область влияния излома передней кромки не достигла плоскости симметрии.

У крыла с углами стреловидности передней кромки  $\chi_1 = 70^\circ$ ,  $\chi_2 = 50^\circ$  при числе  $M = 7$ ,  $\alpha = 5 \div 10^\circ$  (см. рис. 23), когда скачок уплотнения присоединен к передней кромке по всей ее длине, максимальное давление в области влияния ее излома достигает значения давления за скачком уплотнения на передней части передней кромки крыла, обтекаемой как треугольное крыло. Следовательно, граница, разделяющая эти области течения, вырождается в волну Маха. Расчет течения в непосредственной окрестности точки излома кромки по точным соотношениям в скачках уплотнения это подтверждает.

При удалении от точки излома передней кромки в исследованных пределах интенсивность скачка уплотнения на границе области влияния излома и плоскопараллельного течения на консоли крыла не меняется. Следовательно, в окрестности поверхности крыла этот скачок плоский.

Когда скачок уплотнения отсоединен от передней части передней кромки крыла ( $\chi_1 = 80^\circ$  при  $M = 6$  и  $3$  и  $\chi_1 = 70^\circ$  при  $M = 3$ ), скачки на границе области влияния излома кромки и разрежение внутри ее значительно сильнее. С удалением от точки излома интенсивность их заметно убывает (см. рис. 24—26).

У крыла с углами стреловидности передней кромки  $\chi_1 = 80^\circ$ ,  $\chi_2 = 60^\circ$  при  $M = 3$ ,  $\alpha = 5^\circ$  и  $10^\circ$  (см. рис. 26) давление в окрестности плоскости симметрии в сечении  $x = 1,8x_0$  выше, чем у соответствующего его передней части треугольного крыла. Следовательно, в этом сечении область влияния излома передней кромки достигала плоскости симметрии крыла.

Появление на нижней поверхности крыльев с изломом передней кромки скачков уплотнения может привести к образованию местных зон отрыва потока и областей с высокими тепловыми потоками. Аналогичные явления могут также возникать на поверхности летательных аппаратов в результате взаимодействия скачков уплотнения, отходящих от корпуса и крыла.

На верхней поверхности исследованных крыльев давление изменяется монотонно, и область влияния излома передней кромки там слабо выражена. У треугольных крыльев и крыльев с изломом передней кромки на выпуклой верхней поверхности не обнаружен внутренний скачок уплотнения, который обычно присутствует на наветренной поверхности плоской треугольной пластины и плоской верхней поверхности полуконуса и является следствием большого угла поворота потока в окрестности передней кромки.

Проведенные исследования показали, что при расчете и проектировании крыльев на режимах со сверхзвуковыми скоростями полета и отсоединенным от передней кромки скачком уплотнения необходимо учитывать пространственность течения и при выборе профиля их продольных сечений нельзя исходить из аэродинамических характеристик соответствующих крыльев бесконечного размаха.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Берлянд А. Т., Бреусова Р. А., Келдыш В. В., Минайлос А. Н. Гипотеза плоских сечений для крыла конечного размаха при сверхзвуковых скоростях. — Ученые записки ЦАГИ, 1985, т. 16, № 2.
2. Stetson K. F. and Scaggs N. Shock detachment from the leading edge of delta wing. — ARH 72—00—79, May 1972.
3. Келдыш В. В. Об отсоединении скачка уплотнения от острых кромок летательных аппаратов. — Ученые записки ЦАГИ, 1980, т. 11, № 5.
4. Минайлос А. Н. Расчет сверхзвукового обтекания крыльев с учетом сходящихся с кромок тангенциальных разрывов в рамках модели, использующей систему уравнений Эйлера. — Известия АН СССР, МЖГ, 1978, № 1.
5. Ферри А. Аэродинамика сверхзвуковых течений. — М.—Л.: Гостехтеориздат, 1952.
6. Коваленко В. М. Расчет коэффициентов турбулентного трения и теплоотдачи гладкой пластины при сверхзвуковых скоростях и наличии теплообмена. — Труды ЦАГИ, 1967, вып. 1084.
7. Коваленко В. М. Сопротивление трения профиля в сверхзвуковом потоке. — Технические отчеты ЦАГИ, 1968, вып. 608.

«Труды ЦАГИ», ДСП, 1988, вып. 2406, 1 — 19

Ответственный редактор **В. А. Терехова**  
Издательский редактор **Л. И. Шахова**

Технический редактор **О. В. Рожкова**

Корректор **Л. В. Морозова**

Сдан в набор 17.12.87.

Подписано в печать 23.02.88

Формат бумаги 70×108<sup>1</sup>/<sub>16</sub>. Офсетная № 1. Фотонабор. Литературная гарнитура. Офсетная печать.

Бум. л. 0,625.

Усл. печ. л. 1,75.

Уч.-изд. л. 1,95.

Тираж 187 экз.

Типография ЦАГИ. Заказ Ф-1430.