

последующего присоединения), но и способствует возникновению подсосывающей силы. В итоге характерной особенностью протекания зависимости  $c_{ya} = f(a)$  для таких крыльев при наличии малого удлинения является нелинейное возрастание подъемной силы с увеличением углов атаки. Опыты J32Х доказывают, что изменение формы передней кромки крыла от имеющей конечный радиус затупления к острой форме приводит к возрастанию интенсивности вихря и к соответствующему возрастанию подъемной силы крыла (рис. 2.27). Естественно, что такая вихревая система на крыле с малой стреловидностью передней кромки возникнуть не может, но ее можно вызвать с помощью наплыва в корневой части крыла. В развитии исследований, результаты которых приведены на рис. 2.15, 2.16 и 2.17, были проведены опыты с крылом  $\%_{7,1} = 40^\circ$  (см. выше), снабженным корневым наплывом. Зависимости, приведенные на рис. 2.28, указывают на сильное влияние наплыва на основные аэродинамические характеристики крыла. Это влияние связано с образованием (при переходе от малых углов атаки к умеренным их значениям) тупого по обзору на кромке наплыва, сбегающего на корневую часть крыла. Существенное увеличение подъемной силы крыла, которое при этом происходит, в некоторой степени вызвано и увеличением подъемной силы фюзеляжа на участке расположения наплыва. Одновременное увеличение момента тангажа на кабрии также свидетельствует о том, что увеличение подъемной силы имеет место в корневой передней части крыла и на фюзеляже с наплывом.

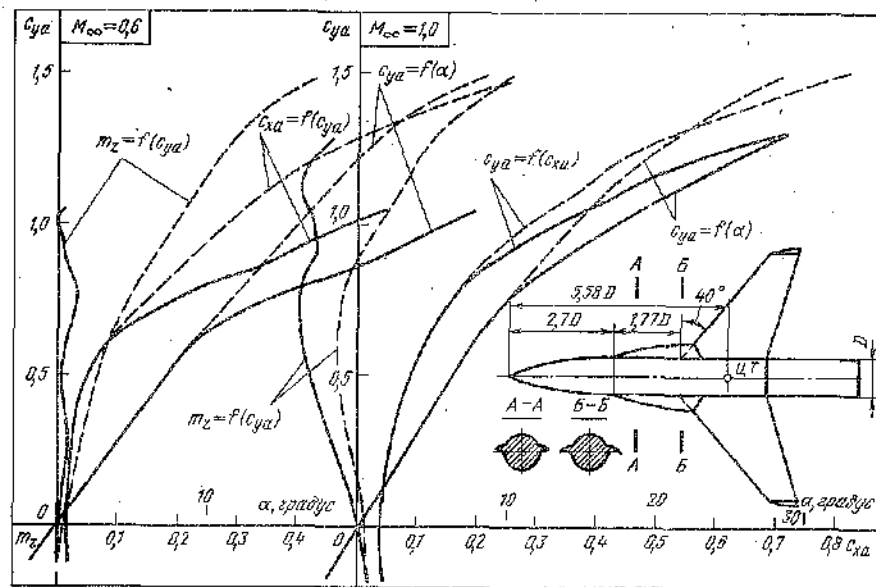


Рис. 2.28. Влияние наплыва в корневой части передней кромки стреловидного крыла  $\%_{\kappa} = 40^\circ$ ;  $X = 3,83$ ;  $\varepsilon = 2,83$ ;  $\tau = 9\%$  на основные аэродинамические характеристики Б функции угла атаки при различных числах АЧ

— крыло без наплыва; — — — — — Крыло с наплывом

Следует иметь в виду, что не только наличие наплыва, но и его форма в плане, а также форма его  $\text{ис}^{\circ}\text{е} \text{е} \text{н}^{\circ}\text{с} \text{е} \text{д}^{\circ}\text{н} \text{ий}$  оказывают существенное влияние как на продольные, так и боковые аэродинамические характеристики  $\text{крыла}$  и всего летательного аппарата.

Описанный выше характер обтекания крыла сохраняется по определению углов атаки, при переходе к большим углам атаки происходит разрушение течения.

Под большими углами атаки обычно понимают углы, находящиеся в диапазоне нелинейного уменьшения подъемной силы в области ее максимальных значений. Этому диапазону углов атаки свойственно наличие на крыле срывов потока и существенное пространственное обтекание. Естественно, что в условиях большого сопротивления полет на больших углах атаки возможен только на дозвуковых, а в некоторых случаях на трансзвуковых скоростях (за исключением специальных видов летательных аппаратов).

Устойчивости (продольной или поперечной) совсем не безразлично, на каких участках  $\text{р}^{\circ}\text{ш}^{\circ}\text{а}^{\circ}\text{ш}^{\circ}\text{а}^{\circ}\text{е} \text{т}^{\circ}$  и  $\text{а}^{\circ}\text{з}^{\circ}\text{в}^{\circ}\text{и}^{\circ}\text{в}^{\circ}\text{а}^{\circ}\text{е} \text{т}^{\circ}$  срывов при увеличении угла атаки. Наиболее нежелателен срыв на  $\text{с}^{\circ}\text{е} \text{д}^{\circ}\text{н} \text{ий}$  частях крыла. Он сопровождается возникновением момента крена, потерей эффективности элеронов, потерей демпфирования с последующей авторотацией и изменением момента тангажа (при нормальной схеме летательного аппарата) в сторону неустойчивости.

В случае проектирования дозвуковых самолетов хорошие несущие свойства прямых — нестреловидных крыльев достигаются надлежащим подбором его основных параметров, обеспечивающих безотрывное обтекание крыла на взлетно-посадочных углах атаки, и подбором к данному крылу оптимальной механизации. Для поддержания плавного обтекания концов крыла на больших углах атаки крылья можно спроектировать из отсеков, образованных разными профилями, используя в концевых отсеках профили с более высокими значениями  $c_{ya}$ , чем у профилей корневых отсеков. Аналогичный эффект можно получить с помощью закручивания концевых участков крыла на отрицательные углы.

Обычно при определении максимального коэффициента подъемной силы прямых крыльев используется прием, основанный на том предположении, что  $c_{ya_{max}}$  крыла имеет место при том угле атаки, при котором хотя бы в одном сечении крыла  $c_{ya}$  сечения достигают своего максимального значения  $\%_{\text{сеч}} \text{с}^{\circ}\text{е} \text{д}^{\circ}\text{н} \text{ий}$   $f_4$ . Поэтому при оценке летных свойств самолетов с прямыми крыльями при полете на больших углах атаки определяется распределение  $c_{ya_{сеч}}$  и  $c_{ya_{ср}}$  по размаху крыла и запасы  $c_m$  на концах крыла. Такой расчет производится для чисел Re, соответствующих посадке самолета. Точка соприкосновения кривых  $c_{ya_{сеч}} = f(z)$  и  $c_{ya_{ср}} = f(z)$  определяет сечение Г, в котором начинается срыв потока. Величина разности  $c_{ya_{сеч}} - c_{ya_{ср}}$  в концевых частях крыла ( $Ac_{yu}$ ) является запасом коэффициента подъемной силы на концах крыла. В зависимости от типа самолета величину  $D_{нап}$  рекомендуется выбирать в диапазоне 0,10—0,20.