

# ЗАВИСИМОСТЬ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛЬЕВ ПРОСТОЙ ФОРМЫ В ПЛАНЕ ОТ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ

Спиридонов А.Н., Мельников А.А., Тимаков Е.В.,  
Миназова А.А., Ковалева Я.И.

Оренбургский государственный университет, г. Оренбург

Рассмотрение физической картины обтекания крыльев простой формы в плане перед рассмотрением крыльев сложной формы позволяет глубже понять основные закономерности, приводящие к изменению аэродинамических характеристик, и во многом дает представление о физической картине обтекания крыльев сложной формы, так как последние довольно часто выполняют путем сочленения двух крыльев простой формы.

Проанализировав влияние удлинения на коэффициент подъемной силы на примере простых прямоугольных крыльев, например с  $\lambda = 2$  и  $\lambda = 5$  (рисунок 1), стоящих под одинаковыми углами атаки по отношению к набегающему потоку газа.

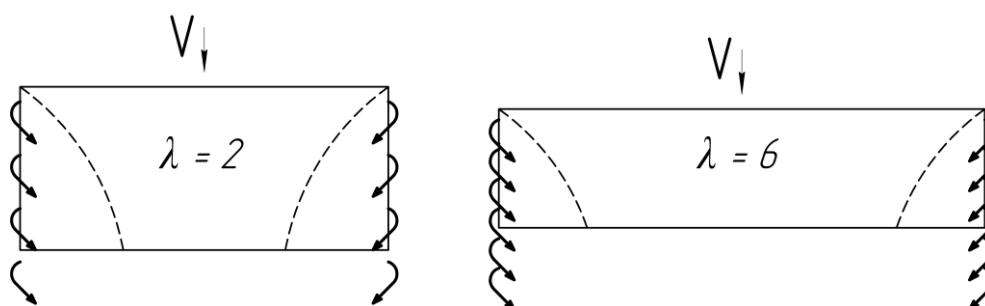


Рисунок 1 – обтекание потоком газа прямоугольных крыльев

Вследствие разности давлений над и под крылом через боковые кромки крыльев поток будет перетекать с нижней поверхности крыла на верхнюю и одновременно будет происходить выравнивание давления у этих кромок. Давление снизу крыла будет понижаться, а сверху – повышаться, что приведет к уменьшению нагрузки на его концах [1].

На обоих крыльях штриховыми линиями указаны приблизительные зоны, на которые оказывает существенное влияние выравнивание давления. При этом на крыле малого удлинения эти зоны охватывают значительную часть крыла, а на крыле большого удлинения – небольшую его часть. Следовательно, коэффициент  $C_y$  на данном угле атаки у крыла меньшего удлинения будет меньше, чем у крыла большего удлинения.

Зависимость коэффициента  $C_y$  от угла атаки  $\alpha$  для двух рассмотренных крыльев показана на рисунке 2. На угле атаки  $\alpha_1$   $C_{y1} > C_{y2}$ .

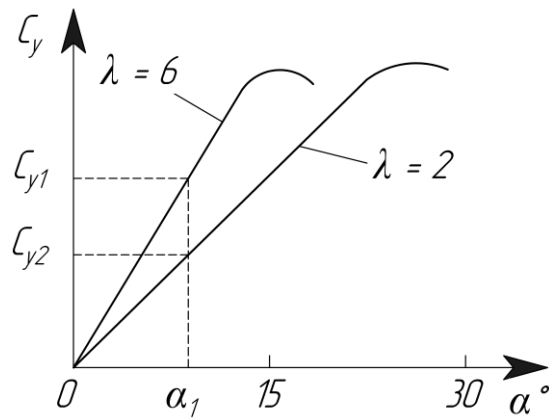


Рисунок 2 – Влияние удлинения на зависимость  $C_y(\alpha)$

Проанализируем влияние стреловидности на коэффициент подъемной силы. Для этого сравним прямоугольное крыло  $\lambda = 6$  со стреловидным крылом, имеющим  $\lambda = 6$ ,  $\chi = 45^\circ$ ,  $\eta = 1$  равной площади (рисунок 3).

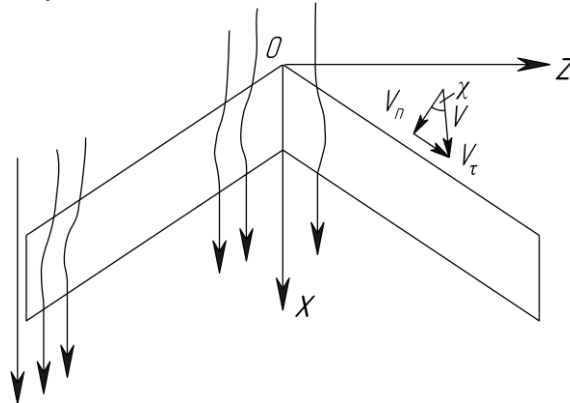


Рисунок 3 – Обтекание потоком газа стреловидного крыла

Разложим скорость  $V$  набегающего на стреловидное крыло потока на две составляющие –  $V_n$  и  $V_\tau$ , где скорость  $V_n$  перпендикулярна передней кромке крыла, а  $V_\tau$  касательна. Заметим, что вдоль направления скорости  $V_\tau$  крыло практически не искривлено, в то время как в направлении скорости  $V_n$  крыло профилировано, поэтому струйки газа в направлении скорости  $V_\tau$  не деформируются. Учитывая, что профили прямоугольного крыла обтекаются потоком газа со скоростью  $V > V_n$ , делаем вывод, что коэффициент  $C_y$  стреловидного крыла меньше коэффициента  $C_y$  прямоугольного крыла ( $C_{y\chi} < C_{y\chi=0}$ ).

Из рисунка 3 видно, что

$$V_n = V \cos \chi \quad (1)$$

Зависимости коэффициентов  $C_y$  от угла атаки  $\alpha$  для обоих рассматриваемых крыльев приведены на рисунке 4. На угле атаки  $\alpha_1$   $C_{y1} > C_{y2}$ .

Сужение на коэффициент  $C_y$  оказывает небольшое влияние и в основном действует на перераспределение нагрузки вдоль размаха крыла.

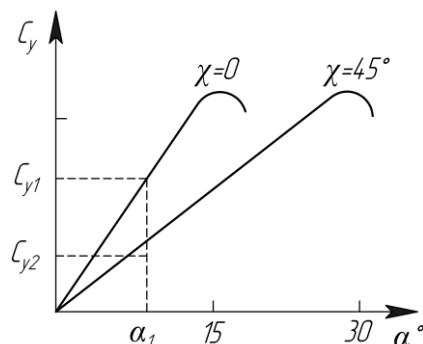


Рисунок 4 – Влияние стреловидности на зависимость  $C_y(\alpha)$

Уменьшение производной  $C_y^\alpha$  с уменьшением удлинения крыла и с увеличением его стреловидности влечет за собой увеличение коэффициента А.

Удлинение крыла и его стреловидность влияют и на положение фокуса крыла. Так, с уменьшением удлинения фокус смещается вперед. Объяснить это можно с помощью рисунка 1, из которого видно, что зоны, на которые главным образом распространяется выравнивание давления между нижней и верхней поверхностями крыла, охватывают в большей степени его задние части, чем передние. Теоретически при  $\lambda \rightarrow 0$  фокус стремится к передней кромке крыла. С уменьшением стреловидности крыла при неизменном положении его корневой хорды и его удлинения фокус смещается вперед, что объясняется смещением вперед несущих поверхностей крыла.

На положение фокуса стреловидного крыла существенное влияние может оказать упругость. Известно, что изгиб стреловидного крыла вверх приводит к уменьшению углов атаки. Это видно из рисунка 5, где изображены закрепленное с одной стороны стреловидное крыло и его ось жесткости. Ось жесткости при отклонении крыла вверх будет подвержена «чистому» изгибу. Сечение  $a - a$  крыла, очевидно, будет отклонено менее, чем сечение  $b - b$ . Точка 2 будет выше точки 1. Крыло закрутится на уменьшение угла атаки. Нагрузка на концах крыла упадет, фокус сместится вперед.

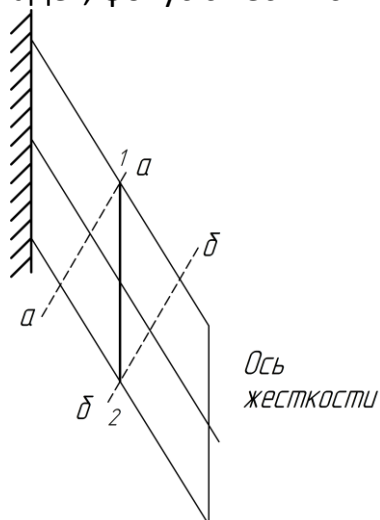


Рисунок 5 – Влияние кручения и изгиба крыла на местные углы атаки

Введем в рассмотрение коэффициент  $C'_y$  сечения крыла [2]:

$$C'_y = \frac{Y_{\text{сеч}}}{\frac{\rho V^2}{2} b'} \quad (1)$$

где  $Y_{\text{сеч}}$  – подъемная сила сеч(  $\frac{Y_{\text{сеч}}}{\rho V^2}$  ) крыла, взятого по направлению скорости набегающего потока газа;  $b'$  –  $\frac{\rho V^2}{2} b'$  крыла в данном сечении.

Проанализируем, как меняется  $C'_y$  вдоль полуразмаха у ряда крыльев: прямоугольного ( $\chi = 0$ ;  $\eta = \infty$ ), стреловидного ( $\chi = 45^\circ$ ;  $\eta = 1$ ;  $\lambda = 6$ ) и треугольного ( $\chi = 45^\circ$ ;  $\eta = \infty$ ).

У прямоугольного крыла выравнивание давления на боковых кромках приводит к падению в этих местах подъемной силы  $Y_{\text{сеч}}$ , а следовательно, и  $C'_y$ . По мере приближения к корневым частям крыла коэффициенты  $C'_y$  растут (рисунок 6,  $\chi = 0$ ).

У стреловидного крыла (рисунок 3) дополнительно к концевым перетеканиям воздуха с нижней поверхности на верхнюю добавляются перетекания по всей передней кромке, поэтому разгружаются не только концевые части крыла, но и все крыло в целом. Кроме того, струйки, обтекающие стреловидное крыло, искривляются так, как показано на рисунке 3. Если взять две точки 1 и 2, расположенные на линии, параллельной оси OZ, точка 1 будет ближе к передней кромке, чем точка 2, и давление в точке 1 будет больше, чем давление в точке 2, поэтому струйка при подходе к крылу смещается в сторону конца крыла. Это приводит к расширению струй на верхней поверхности в срединных сечениях крыла (срединный эффект) и к сужению в концевых сечениях крыла (концевой эффект). В срединных сечениях крыла повышается давление, а в концевых понижается. Все перечисленные обстоятельства и приводят к тому, что коэффициенты  $C'_y$  в корневых сечениях стреловидного крыла уменьшаются, а в районе концевых сечений растут (рисунок 6,  $\chi = 45^\circ$ ;  $\eta = 1$ ). Такое распределение нагрузки на упругом стреловидном крыле способствует увеличению деформации изгиба.

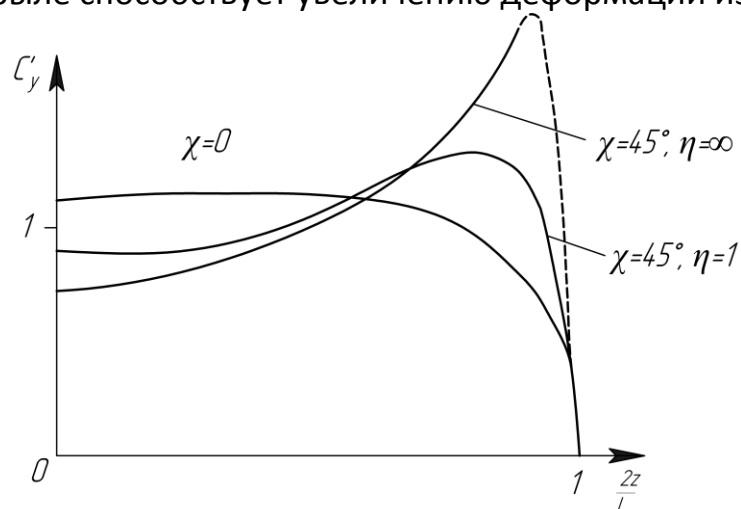


Рисунок 6 – Характеристики сечений крыльев различной формы в плане

По физической картине обтекания треугольное крыло мало отличается от стреловидного крыла. Однако здесь на коэффициент  $C'_y$  влияет уменьшающаяся к концу крыла хорда  $b'$ . Поэтому коэффициент  $C'_y$  в концевых сечениях крыла значительно больше, чем у обычного стреловидного крыла (рисунок 6,  $\chi = 45^\circ$ ,  $\eta = \infty$ ).

#### *Список литературы*

1. Колесников, Г.А. *Аэродинамика летательных аппаратов: Учебник для вузов по специальности «Самолетостроение» / Г.А. Колесников, В.К. Марков, А.А. Михайлюк и др.; Под ред. Г.А. Колесникова. – М.: Машиностроение, 1993. – 544 с.; ил.*

2. Аржаников, Н.С. *Аэродинамика летательных аппаратов: Учебник для студентов авиационных специальностей вузов / Н.С. Аржаников, Г.С. Садекова. – М.: Высш. шк., 1983, 359 с., ил.*