

## ВЛИЯНИЕ ЧАСТНЫХ КРИТЕРИЕВ ЭФФЕКТИВНОСТИ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ НА ВЕЛИЧИНУ КРЕЙСЕРСКОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО КАЧЕСТВА

### Введение

В ряде работ [1, 2] предложено формировать геометрические параметры системы несущих поверхностей самолетов транспортной категории (рис. 1), таких, как общее сужение крыла  $\eta$ , сужения отдельных трапеций  $\eta_i$ , образующих план крыла, относительные площади наплывов  $\bar{S}_H$  по передней и задней кромкам, координаты изломов крыла  $\bar{z}_{H_i}$ , относительные углы геометрической крутки  $\bar{\varepsilon}^0(z_i)$  по размаху полукрыла, площади  $\bar{S}_{го}$ ,  $\bar{S}_{во}$  и плечи  $\bar{L}_{го}$ ,  $\bar{L}_{во}$  хвостового оперения, на основе частных критериев их аэродинамической эффективности, таких, как коэффициент формы  $K_{фМ}$ , коэффициент роста индуктивного сопротивления  $B_M$ .

$$(\eta, \eta_i, \bar{S}_H, \bar{\varepsilon}^0(z_i), \bar{S}_{го}, \bar{S}_{во}, \bar{L}_{го}, \bar{L}_{во}) = f(K_{фМ}, B_M). \quad (1)$$

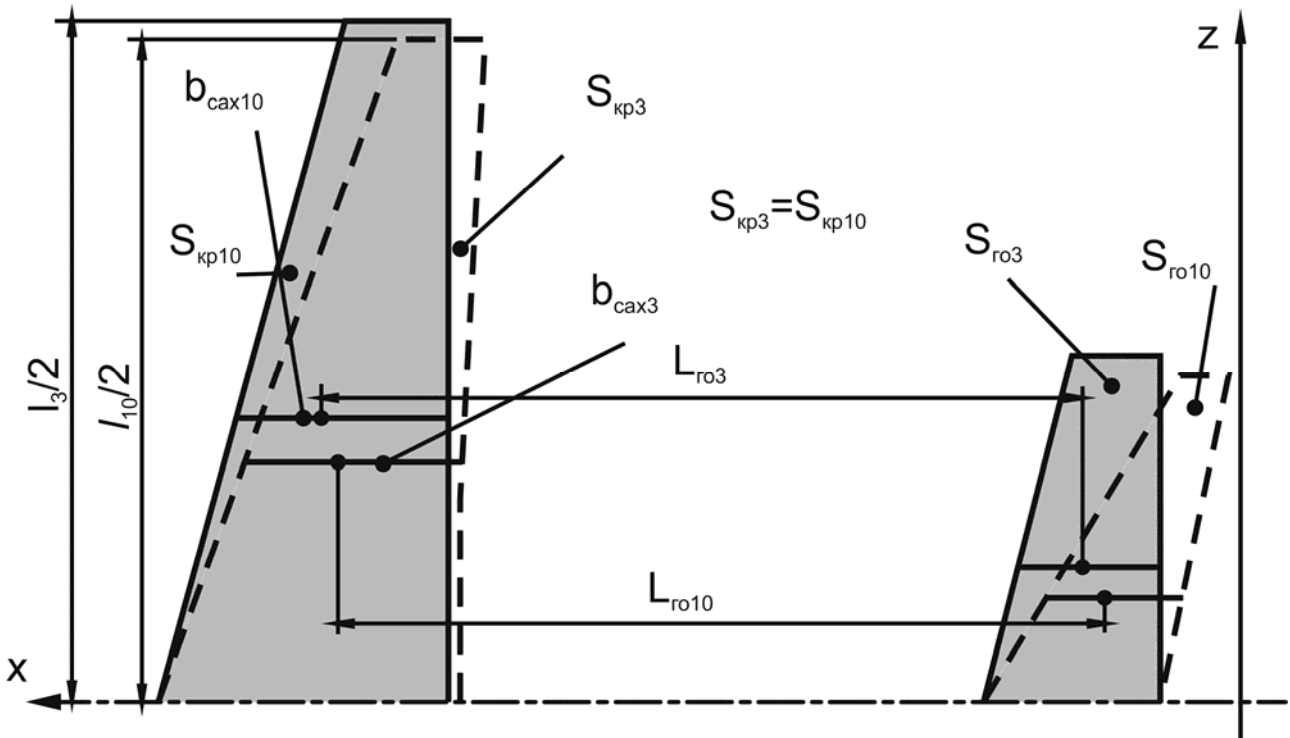


Рисунок 1 – Геометрические параметры системы несущих поверхностей по виду в плане

Согласно [1] условие (1) обеспечивает проектируемой системе несущих поверхностей минимальную величину индуктивного сопротивления  $C_{xi} \rightarrow \min$  (рис. 2).

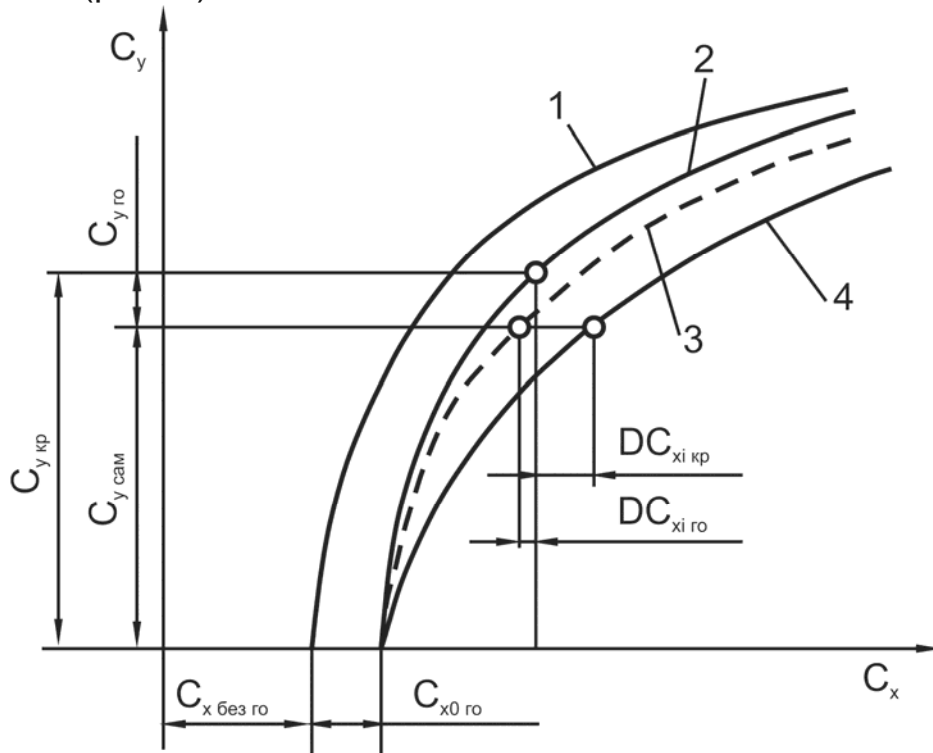


Рисунок 2 – Влияние некоторых геометрических параметров крыла на его поляр:

- 1 – без ГО; 2 – с ГО при  $\bar{m}_z^{C_y} = 0$ ;  
 3 – (кр + го)( $K_{фм}$ ); 4 – исходная (кр + го)

### Цель работы

Одним из наиболее важных параметров самолета как летательного аппарата является аэродинамическое качество его несущих поверхностей. Оно не только выступает как фактор совершенства облика, но и оказывает существенное влияние на многие наиболее важные показатели конкурентоспособности самолета, такие, как его крейсерская скорость, дальность полета при заданной величине коммерческой нагрузки, топливная эффективность и т.д.

Аэродинамическое качество (как хорошо известно) определяется отношением коэффициента подъемной силы  $C_y$  к коэффициенту лобового сопротивления  $C_x$  (2),

$$K = C_y / C_x, \quad (2)$$

которое, в свою очередь, определяется суммой

$$C_x = C_{x0} + C_{xi},$$

где  $C_{x0}$  – коэффициент профильного и вредного сопротивления при  $C_y = 0$ , а  $C_{xi} = AC_y^2$  – коэффициент индуктивного сопротивления.

При постоянном числе  $M$  полета в широком диапазоне углов атаки  $A = \text{const}$ . В этих условиях справедливо равенство [4]

$$C_x = C_{x_0} + AC_y^2. \quad (3)$$

Коэффициент  $A$ , определяющий  $C_{xi}$  при дозвуковых скоростях, обратно пропорционален эффективному удлинению крыла:

$$A = \frac{1}{\pi\lambda_{\text{эф}}}. \quad (4)$$

Известно [5], что максимальная величина аэродинамического качества  $K_{\text{max}}$  достигается при равенстве  $C_{x0} = C_{xi}$ . Поэтому, уменьшая  $C_{x0}$ , для получения наибольшего эффекта следует уменьшать и  $C_{xi}$ . Этого можно достигнуть двумя способами: увеличивая удлинение крыла  $\lambda$ , что не всегда может быть оправдано, так как связано со значительным увеличением массы крыла, и увеличивая площадь крыла  $S$ , т.е. уменьшая удельную нагрузку на крыло. Второй путь более эффективен, так как снижает требуемое значение  $C_y$ , и связан с меньшим увеличением массы крыла. Применение этого способа предпочтительнее и рассматривается чаще.

Исследуем третий путь, связанный с выбором геометрических параметров системы несущих поверхностей «крыло + оперение» по частным критериям ее эффективности  $K_{\text{фм}}$  и  $B_M$ , в основе которых лежит минимальная величина ее индуктивного сопротивления.

Из условия равенства  $C_{x0} = C_{xi}$  следует, что

$$K_{\text{max}} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{AC_{x_0}}}. \quad (5)$$

С другой стороны, величину максимального аэродинамического качества можно выразить и через коэффициент  $D$

$$K_{\text{max}} = \frac{1}{2\sqrt{DC_{x_0} - A}}, \quad (6)$$

где  $D = \frac{B_M}{\pi\lambda_{\text{эф}}}$ .

С учетом таких значений  $D$  и  $A$  коэффициент аэродинамического качества запишем в виде выражения

$$K = \frac{C_{yM}}{C_{x_0} + DC_{yM}^2 - AC_{yM}}. \quad (7)$$

Величину  $C_{x0}$ , входящего в (3), найдем из соотношения (6)

$$C_{x_0} = \frac{1 + 4K_{\text{max}}^2 A}{4K_{\text{max}}^2 D}. \quad (8)$$

Если в выражение (7) подставить значения коэффициентов  $A$ ,  $D$ ,  $C_{x0}$  и учесть, что  $C_{yM} = K_{фM} C_y$ , то зависимость (7) по определению аэродинамического качества примет вид

$$K = \frac{\pi \lambda_{эф} 4K_{max}^2 V_M K_{фM} C_y}{(\pi^2 \lambda_{эф}^2 + 4K_{max}^2)(\pi \lambda_{эф} + V_M K_{фM}^2 C_y^2 - K_{фM} C_y)}. \quad (9)$$

Следует также учесть, что при условии  $C_{xi \min}$  параметры системы «крыло + оперение» оценивают зависимостью

$$\lambda_{эф} = K_{фM} \frac{A_{го} L_{во}}{V_{во} L_{го}}. \quad (10)$$

С учетом (10) аэродинамическое качество системы несущих поверхностей следует определять по соотношению

$$K = K_{фM}^2 V_M \frac{A_{го} L_{во}}{V_{во} L_{го}} \frac{4\pi K_{max}^2 C_y}{(\pi^2 K_{фM}^2 \frac{A_{го}^2 L_{во}^2}{V_{во}^2 L_{го}^2} + 4K_{max}^2)(\pi K_{фM} \frac{A_{го} L_{во}}{V_{во} L_{го}} + V_M K_{фM}^2 C_y^2 - K_{фM} C_y)}. \quad (11)$$

Как видим, на величину  $K$  оказывают влияние не только  $K_{max}$  и  $C_y$ , но и частные критерии эффективности несущих поверхностей ( $K_{фM}$ ,  $V_M$ ).

Следовательно, на основе выражения (11) представляется возможным провести оценку влияния как коэффициентов  $K_{фM}$  и  $V_M$ , так и каждого из геометрических параметров в отдельности на величину аэродинамического качества.

Вполне естественно, что наиболее важным является оценка аэродинамического качества на крейсерском (наиболее длительном) режиме.

Влияние одного из геометрических параметров – сужения крыла, влияющего на оба коэффициента  $K_{фM}$  и  $V_M$ , в сочетании с таким параметром, как координата его излома  $\bar{z}_H$ , приведено в таблице.

Результаты расчета аэродинамического качества самолета  $K$   
на крейсерском режиме полета  
при различных значениях сужения и угла стреловидности крыла

$\chi_{пк}, ^\circ$	$\eta = 2,0$	$\eta = 2,5$	$\eta = 3,0$	$\eta = 3,5$	$\eta = 4,0$
26	17,95	18,08	18,18	18,15	18,04
28	17,87	17,96	18,03	17,95	17,84
32	17,63	17,77	17,82	17,73	17,62

На рис. 3 показано изменение  $K$  в зависимости от двух параметров – сужения и стреловидности крыла по передней кромке.

Как видим, изменяя геометрические параметры крыла  $K_{фм}$  за счет сужения  $\eta$  и координаты излома  $\bar{z}_н$  составного крыла, можно повысить аэродинамическое качество на крейсерском режиме полета на 7...8 %.

Если же воспользоваться исследованиями, приведенными в [1] по выбору геометрических параметров системы несущих поверхностей по частным критериям  $K_{фм}$  и  $B_m$ , то с учетом выражения (11) можно количественно оценить влияние геометрии всей системы несущих поверхностей на аэродинамическое качество на крейсерском режиме полета.

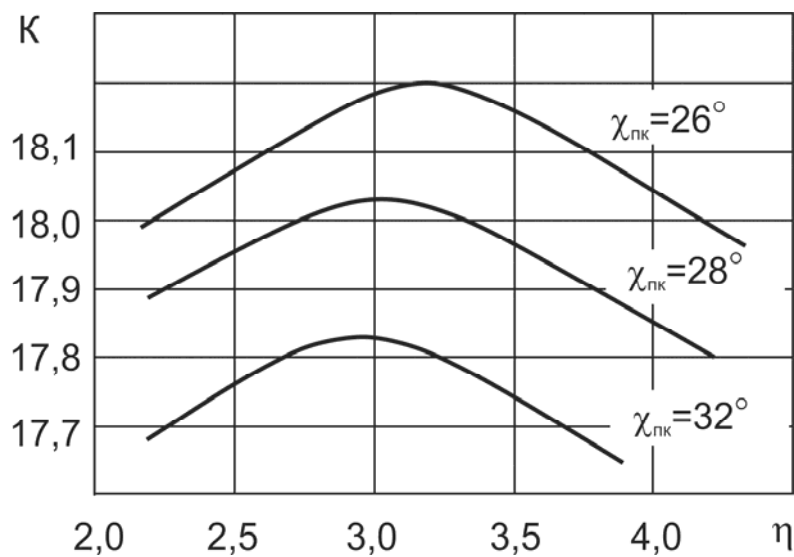


Рисунок 3 – Влияние сужения и угла стреловидности по передней кромке крыла на аэродинамическое качество на крейсерском режиме полета при  $\lambda=8,5$

Покажем такое влияние на скоростные характеристики самолета.

Полет на крейсерской скорости осуществляется, как правило, с постоянным значением  $C_y$ , и поэтому значение  $V_{крейс}$  может определяться по следующей зависимости [6]:

$$V_{крейс} = \sqrt{\frac{2P_p}{C_x S_{эф} \rho}} \lambda_{эф} \quad (12)$$

С учетом определения  $\lambda_{эф}$  в системе несущих поверхностей по выражению (10) получим

$$V_{крейс} = \sqrt{\frac{2P_p}{C_x S_{эф} \rho}} K_{фм} \frac{A_{го} L_{во}}{B_{во} L_{го}}, \quad (13)$$

где  $P_p$  – располагаемая тяга двигателей;  
 $\rho$  – удельная нагрузка на крыло.

По данным работы [7] при  $C_y = \text{const}$  крейсерская и наивыгоднейшие скорости связаны соотношением

$$V_{\text{наив}} = \frac{V_{\text{крейс}}}{1,31}, \quad (14)$$

а крейсерское качество самолета определяется выражением

$$K = K_{\text{max}} \frac{2}{\left(\frac{V}{V_{\text{наив}}}\right)^2 + \left(\frac{V_{\text{наив}}}{V}\right)^2}. \quad (15)$$

Если принять, что  $C_x = 2C_{x_0}$ , а  $C_{x_0}$  определяется выражением (8), то оценку влияния частного критерия  $K_{\text{фм}}(\eta, \eta_i, \bar{z}_{\text{ни}}, \bar{S}_H, S_{\text{эф}})$  на изменение скоростных режимов полета можно представить в обобщенном виде (рис. 4).

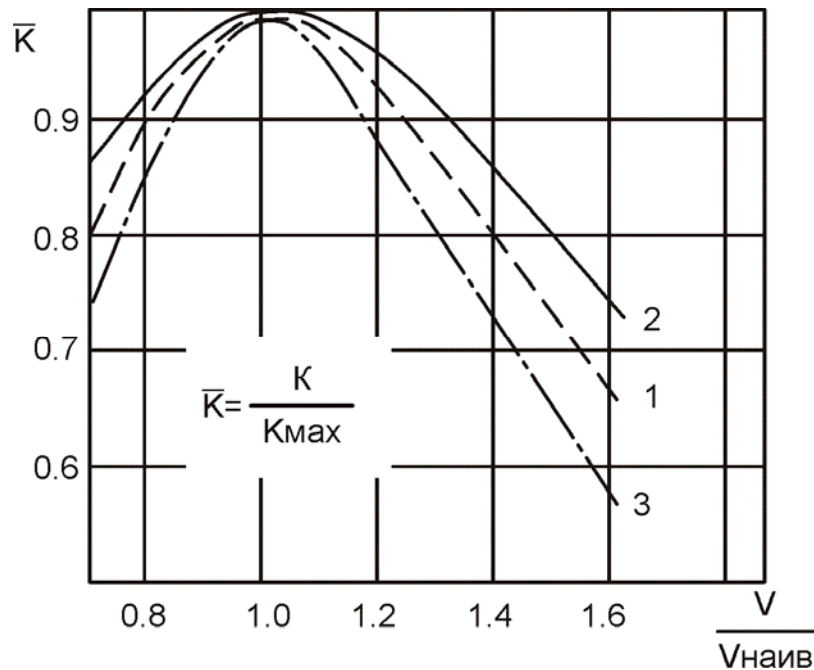


Рисунок 4 – Влияние коэффициента формы крыла:  
 1 –  $K_{\text{фм}} = 1,0$ ; 2 –  $K_{\text{фм}} = 1,081$ ; 3 –  $K_{\text{фм}} = 1,137$   
 на относительную величину  $\bar{K}$

Как видим, во всех диапазонах скоростей наиболее выгодно использовать крылья, геометрия которых по виду в плане обеспечивает величину  $K_{\text{фм}} = 1,081$ .

## Выводы

В работе исследовано влияние частных критериев эффективности несущих поверхностей на величину аэродинамического качества  $K$  самолета транспортной категории на крейсерском режиме его полета. Выявлено, что на величину  $K$  оказывают влияние не только  $K_{\max}$  и  $C_y$ , но и частные критерии эффективности несущих поверхностей ( $K_{\text{фм}}$ ,  $B_m$ ).

Показано, что, изменяя частный критерий  $K_{\text{фм}}$  путем изменения сужения  $\eta$  и координаты излома  $\bar{z}_n$  составного крыла, можно повысить аэродинамическое качество на крейсерском режиме полета на 7...8 %, что оказывает соответствующее влияние на характеристику «груз – дальность» и топливную эффективность самолета транспортной категории.

## Список использованных источников

1. Утенкова, В.В. Метод оптимизации геометрии крыла самолета в плане по частным критериям [Текст] / В.В. Утенкова, В.И. Новиков, В.И. Рябков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". – Вып. 27. – Х., 2005. – С.116 – 124.

2. Тиняков, Д.В. Метод формирования геометрических параметров несущих поверхностей самолетов транспортной категории на основе частных критериев и интегральных показателей их эффективности [Текст] / Д.В. Тиняков, В.И. Рябков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 52. – Х., 2011. – С. 26 – 33.

3. Бадягин, А.А. Проектирование пассажирских самолетов с учетом экономии эксплуатации [Текст] / А.А. Бадягин, Е.А. Овруцкий. – М.: Машиностроение, 1964. – 292 с.

4. Зайцев, А.А. Теория несущей поверхности [Текст] / А.А. Зайцев. – М.: Наука, Физматлит, 1995. – 160 с.

5. Карафоли, Е. Аэродинамика крыла самолета [Текст] / Е. Карафоли. – М.: АН СССР, 1956. – 479 с.

6. Остославский, И.В. Динамика полета. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов [Текст] / И.В. Остославский, И.В. Стражева. – М.: Машиностроение, 1965. – 387 с.

7. Егер, С.М. Проектирование самолетов [Текст] / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

*Поступила в редакцию 4.06.2013.*

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.И. Рябков,  
Национальный аэрокосмический университет  
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.*