

УДК 629.735.33

Д.В. ТИНЯКОВ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

## ВЗАИМОЗАВИСИМОСТЬ ЧАСТНЫХ КРИТЕРИЕВ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ С ИНТЕГРАЛЬНЫМИ ПОКАЗАТЕЛЯМИ КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ

*Установлена взаимозависимость частных критериев аэродинамической эффективности системы несущих поверхностей с интегральными показателями конкурентоспособности самолетов транспортной категории, такими, как аэродинамическое качество и себестоимость тонно-километра авиаперевозок. Показано, что выбор основных геометрических параметров системы несущих поверхностей по виду в плане на основе частных критериев ее эффективности приводит к повышению аэродинамического качества и к снижению одного из основных экономических показателей конкурентоспособности – себестоимости перевозки 1 т груза на 1 км пути.*

**Ключевые слова:** геометрические параметры крыла, частные критерии, компоновочные ограничения, циркуляция скорости, индуктивное сопротивление.

### Введение

Система несущих поверхностей "крыло + оперение" является определяющим фактором в оценке совершенства самолетов транспортной категории. От выбора ее параметров существенно зависят показатели самолета, реализуемые им в процессе эксплуатации: аэродинамическое качество  $K$ , топливная эффективность  $q$ , себестоимость авиаперевозок  $a$  и т.п.

В работе [1] предложен метод (рис. 1) использования безразмерных частных критериев, таких, как коэффициент формы  $K_{фм}$ , коэффициент роста индуктивного сопротивления  $B_m$  и минимальная относительная величина площади хвостового оперения  $\bar{S}_{хв.о \min}$ , при формировании на этапе предварительного проектирования геометрических параметров (по виду в плане) совокупности несущих поверхностей: общего сужения крыла  $\eta_c$ ; сужения отдельных трапеций  $\eta_i$ ; образующих план крыла, относительных площадей наплывов  $\pm \bar{S}_H$  по передней и задней кромкам; координаты изломов крыла  $\bar{z}_{H1}$ , относительные углы геометрической крутки  $\bar{\varepsilon}^\circ(z_i)$  по размаху полукрыла; площади  $\bar{S}_{Г0}$ ,  $\bar{S}_{В0}$  и плечи  $\bar{L}_{Г0}$ ,  $\bar{L}_{В0}$  хвостового оперения, обеспечивающих проектируемому самолету минимальную величину индуктивного сопротивления  $C_{xi}$ .

Однако полную оценку правильности всех проектно-конструкторских решений (как и перечисленных выше) в самолетостроении принято оценивать по интегральным показателям самолета

[2], среди которых в настоящее время наиболее распространенным для самолетов транспортной категории является  $a$  – себестоимость перевозки 1 т груза на 1 км.

Возникает естественный вопрос, в какой же мере выбор названных выше геометрических параметров несущих поверхностей "крыло + хвостовое оперение", осуществляемый на этапе предварительного проектирования по частным безразмерным критериям, отвечает требованиям конкурентоспособности самолета.

Одним из наиболее важных параметров самолета является аэродинамическое качество его несущих поверхностей и самолета в целом. 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, себестоимость перевозки 1 т груза на 1 км и т.д.

Аэродинамическое качество определяется отношением коэффициента подъемной силы  $C_y$  к коэффициенту лобового сопротивления  $C_x$

$$K = C_y / C_x, \quad (1)$$

при этом

$$C_x = C_{x0} + C_{xi}, \quad (2)$$

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

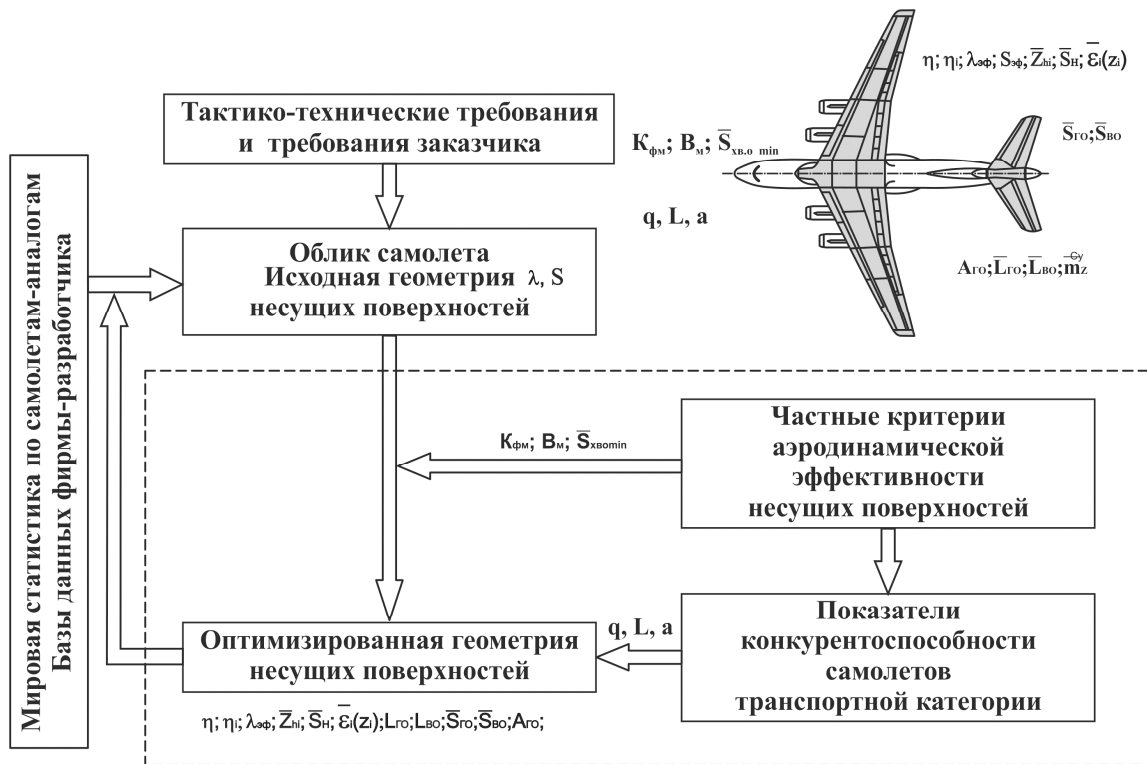


Рис. 1. Схема метода решения обратных задач формирования геометрии несущих поверхностей самолетов транспортной категории на этапе предварительного проектирования по частным критериям  $K_{фм}$ ,  $B_m$ ,  $\bar{S}_{ХВ,0 \min}$  и интегральным показателям  $q$ ,  $A$ ,  $a$  их эффективности

При постоянном числе  $M$  полета в широком диапазоне углов атаки коэффициент  $A$ , определяющий  $C_{xi}$  при дозвуковых скоростях, обратно пропорционален эффективному удлинению крыла  $\lambda_{эф}$ :

$$A = \frac{1}{\pi \lambda_{эф}} \quad (3)$$

Как следует из [4], значение  $K_{max}$  всегда 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 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, поскольку снижает требуемое значение  $C_y$ , и связан с меньшим увеличением массы крыла. Применение этого способа предпочтительнее и рассматривается чаще.

Оба эти пути создатели самолетов транспортной категории используют наиболее часто.

### Цель и задачи исследования

Целью данного исследования является отыскание третьего пути повышения аэродинамиче-

ского качества системы несущих поверхностей путем формирования их геометрических параметров на основе предложенных в новом методе [1] частных критериев аэродинамической эффективности:

- равенства коэффициента формы трапециевидного крыла  $K_{фм}$  коэффициенту эллиптического крыла  $K_{фэ}$

$$K_{фм}(\eta_c, \eta_b, \bar{z}_{ни}, \Delta \bar{S}_H, \lambda_{эф}) = K_{фэ}; \quad (4)$$

- минимальной величины коэффициента роста индуктивного сопротивления

$$B_m(\eta_c, z_{ни}, \bar{e}_m(z_i)) = B_{min}; \quad (5)$$

- минимально потребной величины площади хвостового оперения в системе несущих поверхностей самолета

$$\begin{aligned} \bar{S}_{0\hat{a},i \min} &= \bar{S}_{\hat{a}i} + \bar{S}_{\hat{a}i} = \\ &= 2\sqrt{\hat{E}_{\hat{o}i}} \sqrt{\frac{\hat{A}_{\hat{a}i} \hat{A}_{\hat{a}i}}{L_{\hat{a}i} L_{\hat{a}i}}} S_{\hat{e}\hat{o}}, \end{aligned} \quad (6)$$

установления взаимосвязи этих критериев с экономическим показателем конкурентоспособности самолетов транспортной категории – себестоимостью  $a$  авиаперевозок

$$a = f(K_{фм}, B_m, \bar{S}_{ХВ,0 \min}) \quad (7)$$

и минимизации этого показателя.

**Решение поставленных задач**

Рассмотрим первую задачу – влияние частных критериев эффективности несущих поверхностей: коэффициента формы крыла по виду в плане  $K_{фм}$ , коэффициента роста индуктивного сопротивления  $B_m$  и минимальной величины площади хвостового оперения  $\bar{S}_{хв.о min}$  на изменение аэродинамического качества.

Из условия равенства  $C_{x_0} = C_{xi}$  следует, что

$$K_{max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{AC_{x_0}}} \quad (8)$$

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

$$K_{max} = \frac{1}{2\sqrt{DC_{x_0} - A}}, \quad (9)$$

где  $D = \frac{B_m}{\pi\lambda_{эф}}$ , а коэффициент  $A = \frac{1}{\pi\lambda_{эф}}$ .

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

$$K = \frac{C_y}{C_{x_0} + DC_y^2 - AC_y} \quad (10)$$

Величину  $C_{x_0}$  найдем из соотношения (9)

$$C_{x_0} = \frac{1 + 4K_{max}^2 A}{4K_{max}^2 D} \quad (11)$$

Если учесть, что  $D = \frac{B_m}{\pi\lambda_{эф}}$ ,  $A = \frac{1}{\pi\lambda_{эф}}$ , а

$C_y = K_{фм} C_x$  [5], то зависимость (10) по определению коэффициента аэродинамического качества примет вид

$$K = \frac{\pi\lambda_{эф} 4K_{max}^2 B_m K_{фм} C_y}{(\pi^2\lambda_{эф}^2 + 4K_{max}^2)} \cdot \times \frac{1}{(\pi\lambda_{эф} + B_m K_{фм}^2 C_y^2 - K_{фм} C_y)} \quad (12)$$

Следует учесть, что рациональное сочетание геометрических размеров системы "крыло + оперение" оценивается зависимостью [6]

$$\lambda_{эф} = K_{фм} \frac{A_{го} L_{во}}{B_{во} L_{го}} \quad (13)$$

С учетом такого соотношения зависимость (8) преобразуется к виду

$$K = K_{фм}^2 B_m \frac{A_{го} L_{во}}{B_{во} L_{го}} \frac{4\pi K_{max}^2 C_y}{(\pi^2 K_{фм}^2 \frac{A_{го}^2 L_{во}^2}{B_{во}^2 L_{го}^2} + 4K_{max}^2)} \cdot \times$$

$$\times \frac{1}{(\pi K_{фм} \frac{A_{го} L_{во}}{B_{во} L_{го}} + B_m K_{фм}^2 C_y^2 - K_{фм} C_y)} \quad (14)$$

Как видим, на величину K оказывают влияние компоновочные параметры хвостового оперения ( $A_{го}$ ,  $B_{во}$ ,  $L_{го}$ ,  $L_{во}$ ), а также частные критерии аэродинамической эффективности крыла  $K_{фм}$  и  $B_m$ .

Таким образом, представляется возможным на основе выражения (14) провести оценку влияния как в обобщенном виде (т.е., с помощью коэффициентов  $K_{фм}$  и  $B_m$ ), так и каждого из геометрических параметров в отдельности на величину аэродинамического качества в любом режиме полета самолета.

При постоянном значении  $C_y$  (что характерно для крейсерского режима полета) качество самолета определяется выражением [7]

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

где V и  $V_{наив}$  – крейсерская и наивыгоднейшая скорости полета, что позволяет оценить влияние на величину  $\frac{K}{K_{max}} = \bar{K}$  не только диапазона изменения

полетных скоростей, но и величины частного критерия аэродинамического совершенства крыла  $K_{фм}$  (14) (рис. 2).

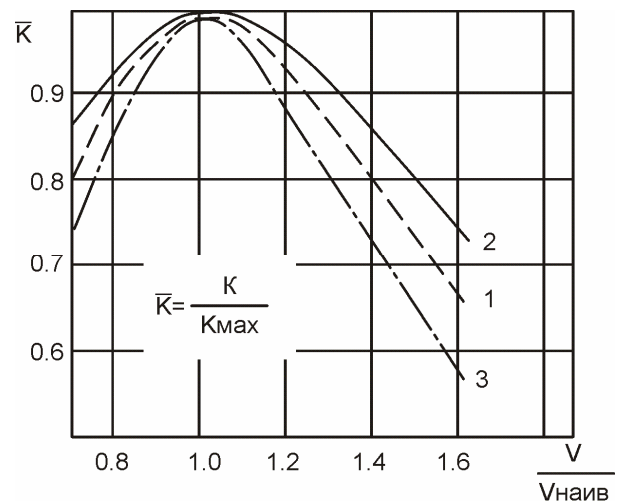


Рис. 2. Влияние коэффициента формы крыла: 1 –  $K_{фм}=1,0$ ; 2 –  $K_{фм}=1,081$ ; 3 –  $K_{фм}=1,137$  на относительную величину  $\bar{K}$

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

Изменения аэродинамического качества в режиме крейсерского полета ( $K_{\text{крейс}}$ ) могут быть по-разному использованы для повышения экономичности эксплуатации.

Первый путь – уменьшение потребной крейсерской тяги для снижения расхода топлива, а следовательно, и общего запаса топлива на заданную дальность полета.

Уменьшение массы топлива позволяет при определенных условиях увеличить коммерческую нагрузку и, соответственно, снизить себестоимость авиаперевозок. Уменьшение расхода топлива дает также снижение издержек на топливо, что, в свою очередь, приводит к уменьшению себестоимости 1 т/км, независимо от того, представится ли возможным увеличить коммерческую нагрузку или нет.

Второй путь повышения экономичности самолета благодаря увеличению аэродинамического качества заключается в следующем. С повышением качества крейсерская тяга, расход топлива (следовательно, стоимость самолето-часа) и коммерческая нагрузка остаются неизменными, как и при старом качестве. Но за счет увеличения  $K_{\text{крейс}}$  увеличивается скорость полета, а с ней и часовая производительность самолета, что при постоянной стоимости самолето-часа приводит к снижению себестоимости 1 т/км.

Качественная оценка предложенных соображений в работе [8] приведена в виде функциональной зависимости себестоимости перевозки тонно-километра  $a$  от удлинения крыла  $\lambda$ .

Если учесть, что  $\lambda$  с точки зрения частных критериев эффективности несущих поверхностей оценивается выражением [6]

$$\lambda_{\text{opt}} = K_{\text{фм}} \frac{A_{\text{го}} L_{\text{во}}}{B_{\text{во}} L_{\text{го}}},$$

то представляется возможным оценить влияние изменения всей гаммы геометрических параметров крыла и оперения (по виду в плане) на один из основных интегральных параметров конкурентоспособности самолета транспортной категории – себестоимости перевозок одной тонны груза на один километр.

Для иллюстрации зависимости себестоимости перевозок  $a$  от обобщенного критерия эффективности геометрических параметров несущих поверхностей самолета  $K_{\text{фм}} \frac{A_{\text{го}} L_{\text{во}}}{B_{\text{во}} L_{\text{го}}}$  на рис. 3 показаны кривые, присущие самолету транспортной категории с параметрами:

$$m_0 = 40 \text{ т}, L = 3000 \text{ км}, \\ p_0 = 300 \text{ кг/м}; \bar{c}_0 = 13 \text{ \%}.$$

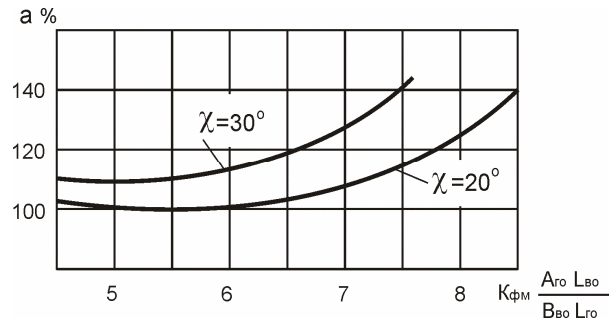


Рис. 3. Влияние обобщенного параметра системы несущих поверхностей самолета транспортной категории с двумя ТРД на относительную величину себестоимости перевозок

Типичным для таких кривых является пологий минимум от  $(K_{\text{фм}} \frac{A_{\text{го}} L_{\text{во}}}{B_{\text{во}} L_{\text{го}}})$ , что дает возможность формировать геометрию крыла  $K_{\text{фм}}$  (по виду в плане) и геометрические параметры хвостового оперения  $\bar{S}_{\text{во}}, \bar{S}_{\text{го}}, \bar{L}_{\text{во}}, \bar{L}_{\text{го}}$ , применимые как с точки зрения  $a_{\text{min}}$ , так и из необходимых компоновочных ограничений.

Однако следует учитывать, что увеличение  $K_{\text{фм}}$  крыла при  $\frac{A_{\text{го}} L_{\text{во}}}{B_{\text{во}} L_{\text{го}}} = \text{const}$  уменьшает объем части крыла, используемой для размещения топлива, уменьшается разгрузка, что само по себе ведет к увеличению массы крыла.

Если учесть, что обобщенный параметр  $K_{\text{фм}} \frac{A_{\text{го}} L_{\text{во}}}{B_{\text{во}} L_{\text{го}}}$  в полной мере отражает влияние геометрических параметров системы несущих поверхностей на их аэродинамическую эффективность, то нетрудно оценить каждый из геометрических параметров крыла  $\eta, S_{\text{эф}}, \lambda_{\text{эф}}, \Delta \bar{S}_{\text{н}}, \bar{z}_{\text{н}}, \varepsilon(z_1)$  и оперения  $A_{\text{го}}, B_{\text{во}}, \bar{L}_{\text{во}}, \bar{L}_{\text{го}}$  на себестоимость тонно-километра проектируемого самолета (рис. 4).

Как видим, с увеличением обобщенного показателя эффективности геометрических параметров несущих поверхностей

$$K_{\text{фм}} \frac{A_{\text{го}} L_{\text{во}}}{B_{\text{во}} L_{\text{го}}}$$

оптимизированная дальность  $L_2$  больше, чем  $L_1$ , тогда как себестоимость тонно-километра снижается.

С изменением же коэффициента формы крыла  $K_{\text{фм}}$  как одного из критериев совершенства геометрических параметров крыла, т.е. при  $K_{\text{фм}} = 1,081$ , оптимизированная дальность возрастает ( $L_3 > L_2$ ), а себестоимость тонно-километра несколько снижается.

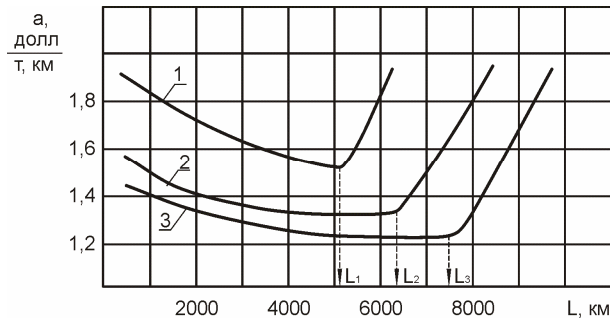


Рис. 4. Влияние геометрических параметров системы несущих поверхностей на себестоимость тонно-километра самолета с  $m = 45$  т и двумя ТРД:

$$1 - K_{\text{фм}} \frac{A_{\text{го}} L_{\text{во}}}{B_{\text{во}} L_{\text{го}}} = 6; K_{\text{фм}} = 1,093;$$

$$2, 3 - K_{\text{фм}} \frac{A_{\text{го}} L_{\text{во}}}{B_{\text{во}} L_{\text{го}}} = 9; 2 - K_{\text{фм}} = 1,093; 3 - K_{\text{фм}} = 1,081$$

Таким образом, установлена взаимозависимость частных критериев эффективности геометрических параметров несущих поверхностей

( $K_{\text{фм}} \frac{A_{\text{го}} L_{\text{во}}}{B_{\text{во}} L_{\text{го}}}$  и  $K_{\text{фм}}$ ) с наиболее обобщенным параметром конкурентоспособности самолета – себестоимостью авиаперевозок.

Получение такой взаимозависимости позволяет формировать геометрические параметры крыла ( $\lambda_{\text{эф}}, \eta, \bar{z}_H, \Delta \bar{S}_H, \varepsilon(z)$ ) и оперения ( $A_{\text{го}}, B_{\text{во}}, \bar{L}_{\text{го}}, \bar{L}_{\text{во}}$ ) с учетом этого экономического показателя еще на этапе предварительного проектирования самолета.

## Выводы

В работе установлена взаимозависимость частных безразмерных критериев эффективности геометрических параметров несущих поверхностей

$K_{\text{фм}}, V_m$  и обобщенного параметра  $K_{\text{фм}} \frac{A_{\text{го}} L_{\text{во}}}{B_{\text{во}} L_{\text{го}}}$  с

интегральными показателями конкурентоспособности самолетов транспортной категории, такими, как аэродинамическое качество и себестоимость тонно-километра авиаперевозок.

Показано, что выбор геометрических параметров несущих поверхностей на основе указанных выше частных критериев позволяет обеспечить повышение аэродинамического качества на 10...12 % в крейсерском режиме полета, а увеличение обобщенного параметра  $K_{\text{фм}} \frac{A_{\text{го}} L_{\text{во}}}{B_{\text{во}} L_{\text{го}}}$  с 6,5

единицы до 9 единиц приводит к уменьшению себестоимости тонно-километра авиаперевозок на 16,5 процента.

Аналогичным образом устанавливается взаимосвязь частных критериев эффективности несущих поверхностей с другими интегральными показателями конкурентоспособности, такими, как стоимость самолето-часа в эксплуатации  $A$  и топливная эффективность  $q$ .

Такими путями на этапе предварительного проектирования обеспечивается процесс формирования геометрических параметров системы несущих поверхностей, обеспечивающий требуемые показатели конкурентоспособности самолета в процессе его эксплуатации.

## Литература

1. Рябков, В.И. Метод формирования геометрических параметров несущих поверхностей самолетов транспортной категории на основе частных критериев и интегральных показателей их эффективности [Текст] / В.И. Рябков, Д.В. Тиняков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 52. – X., 2011. – С. 41 – 48.

2. Шейнин, В.М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов [Текст] / В.М. Шейнин, В.И. Козловский: в 2 т. – М.: Машиностроение, 1981. – Т. 1 – 339 с. – Т. 2. – 204 с.

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

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

5. Утенкова, В.В. Понятие коэффициента формы крыла самолета в плане и модели его определения [Текст] / В.В. Утенкова // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 42/3. – X., 2005. – С. 94 – 101.

6. Тиняков, Д.В. Интегрированное формирование геометрических параметров системы несущих поверхностей на этапе предварительного проектирования самолетов транспортной категории [Текст] / Д.В. Тиняков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 53. – X., 2012. – С. 21 – 28.

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

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

Поступила в редакцію 22.05.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., проф. каф. 106 А.В. Бетин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

**ВЗАЄМОЗАЛЕЖНІСТЬ ЧАСТИННИХ КРИТЕРІЇВ ЕФЕКТИВНОСТІ СИСТЕМИ  
НЕСУЧИХ ПОВЕРХОНЬ ІЗ ІНТЕГРАЛЬНИМИ ПОКАЗНИКАМИ  
КОНКУРЕНТОСПРОМОЖНОСТІ ЛІТАКІВ ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ**

*Д.В. Тіняков*

Установлено взаємозалежність частинних критеріїв аеродинамічної ефективності системи несучих поверхонь з інтегральними показниками конкурентоспроможності літаків транспортної категорії, такими, як аеродинамічна якість і собівартість тонно-кілометра авіаперевезень. Показано, що вибір основних геометричних параметрів системи несучих поверхонь за виглядом у плані на основі частинних критеріїв її ефективності приводить до підвищення аеродинамічної якості й до зниження одного з основних економічних показників конкурентоспроможності – собівартості перевезення 1 т вантажу на 1 км шляху.

**Ключові слова:** геометричні параметри крила, частинні критерії, компоновальні обмеження, циркуляція швидкості, індуктивний опір.

**THE INTERDEPENDENCE OF LIFT SYSTEM PARTIAL PERFORMANCE CRITERIA  
WITH INTEGRAL COMPETITIVE PERFORMANCE OF TRANSPORT CATEGORY AIRPLANES**

*D.V. Tinyakov*

It was set the relationship of the lift system partial criteria aerodynamic efficiency with integral competitive performance of transport category airplanes competitiveness such as the lift-drag ratio and cost of air travel tonne-kilometers. It is shown that the choice of the basic geometric parameters of the lift system surfaces by the plan shape based on the partial criteria of performance provides the increasing lift-drag ratio and reduce of one of the major economic indicators of the competitiveness – the cost of transportation of one ton of cargo per a kilometer track.

**Key words:** geometric parameters of the wing, partial criteria, layout restrictions, velocity circulation, induced drag.

**Тіняков Дмитрій Васильевич** – старший преподаватель каф. проектирования самолетов и вертолетов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: tinyakov\_d@ukr.net.