

УДК 629.735.33

Д.В. ТИНЯКОВ, В.В. УТЕНКОВА

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

## АНАЛИЗ ФОРМ ТРАПЕЦИЕВИДНЫХ КРЫЛЬЕВ ПО ЧАСТНЫМ КРИТЕРИЯМ ИХ ЭФФЕКТИВНОСТИ

Проанализировано влияние различных форм крыла по виду в плане для определения их адекватности частным критериям аэродинамической эффективности. Предложена методика оценки эффективности различных форм крыла, отличающаяся от ранее принятой наличием в частных критериях параметров, которые учитывают влияние на величины коэффициента формы крыла и коэффициента роста индуктивного сопротивления компоновочных ограничений в виде фиксированной величины центра троплана и наличия двигателей на крыле. Для каждой из анализируемых форм определены области геометрических параметров, обеспечивающие трапецевидному крылу эллиптический закон распределения циркуляций скоростей обтекания, а значит, и минимальную величину индуктивного сопротивления с учетом ограничений возникающих при компоновке крыла в реальном самолете.

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

### Введение

Выбор формы и геометрических параметров крыла является приоритетной задачей на самой ранней стадии создания самолета, поскольку его внешняя геометрия оказывает решающее влияние на самые важные показатели самолета в процессе эксплуатации.

Для оценки эффективности заложенных при проектировании [1] геометрических параметров крыла в работах [2, 3] предложено два частных критерия:

- равенство коэффициентов форм проектируемого и эллиптического крыльев:  $K_{fc} = K_{фэ}$ ;
- минимальная величина коэффициента индуктивного сопротивления  $V_c = V_{min}$ .

Следует подчеркнуть, что оба эти критерия реализованы лишь для гладкого изолированного крыла.

В работе [4] показано, что для более точных оценок надо пользоваться модифицированными вариациями этих критериев:

$$K_{фм}(S_{кр\ эф}, \eta, \bar{z}_H) = K_{фэ} = 1,081, \quad (1)$$

$$V_m(\eta_c, \eta_b, \bar{z}_{H1}, \bar{\varepsilon}_{zi}^0) = V_{min} = 1,016, \quad (2)$$

поскольку они учитывают наиболее существенные компоновочные ограничения реального крыла, такие, как его увязка с фюзеляжем, а также особенности расположения двигателей на крыле самолета.

Кроме того, следует иметь в виду, что в практике создания самолетов используют несколько вариантов простых трапецевидных крыльев (рис. 1), формы которых существенно отличаются по виду в плане.

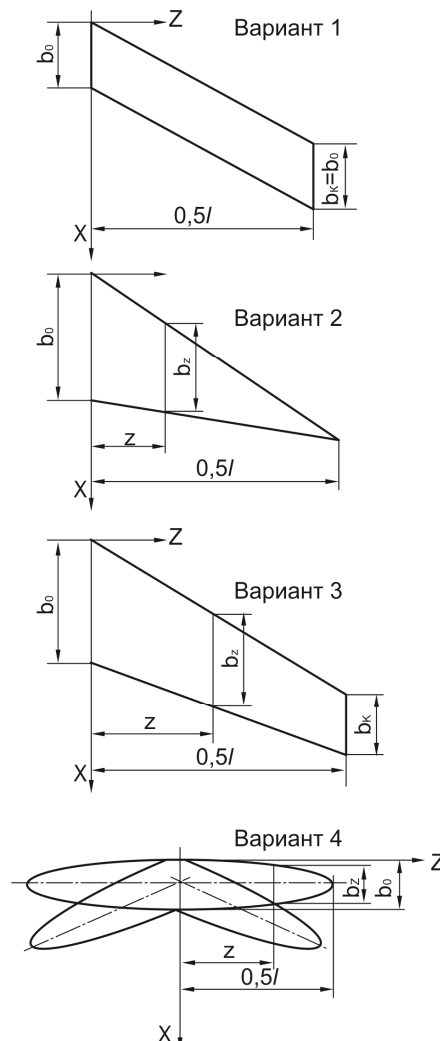


Рис. 1. Формы и параметры простых крыльев по виду в плане

Весьма часто при проектировании самолетов транспортной категории применяют и так называемые составные крылья, план которых образован двумя (рис. 2, вар. 8, 9, 10, 11), тремя (рис. 2, вар. 12) и даже четырьмя трапециями, что позволяет увеличить суммарное сужение крыла, а значит, и снизить его массу.

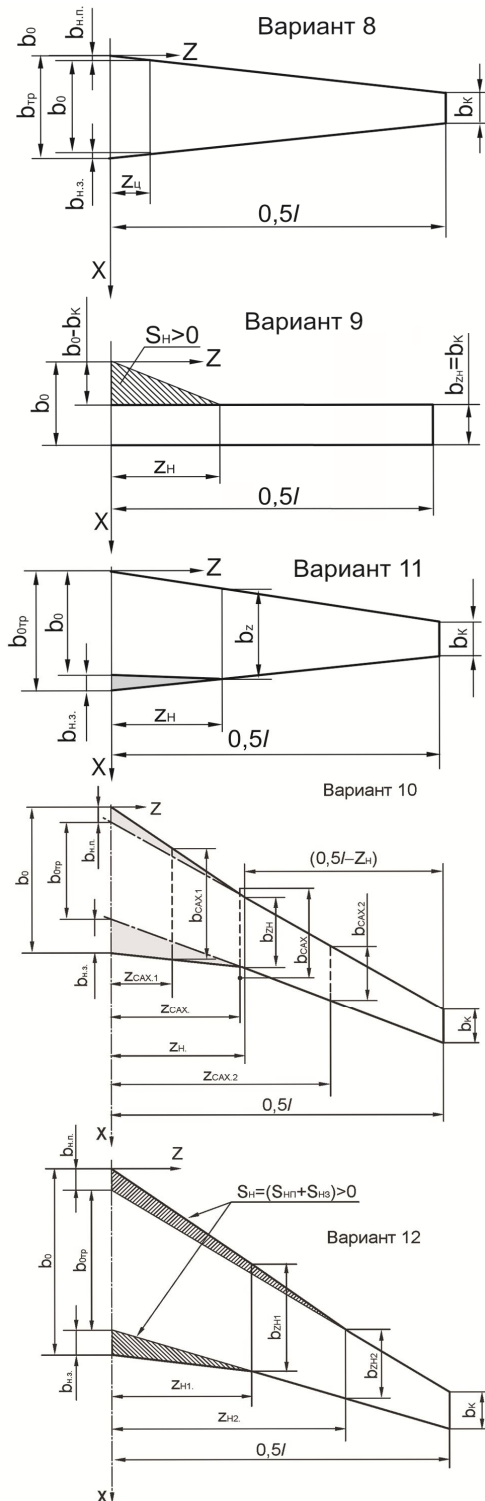


Рис. 2. Формы и параметры крыльев: варианты 8, 9, 10, 11 – составные с одной координатой излома z<sub>Н</sub>, вариант 12 – составное крыло с двумя координатами излома z<sub>Н1</sub> и z<sub>Н2</sub> по полуразмаху

### Постановка задач исследования

Поскольку практика создания самолетов предполагает использование столь различных форм трапециевидных крыльев, то целью данной работы является анализ приведенных выше вариантов для определения их адекватности частным критериям:  $K_{фм} = K_{фэ} = 1,081$  и  $V_m = V_{мин} = 1,016$  с учетом компоновочных ограничений, возникающих при увязке крыла с фюзеляжем и при размещении двигателей на крыле.

### Решение поставленных задач

Как вытекает из данных, приведенных в работе [4], коэффициент формы крыла  $K_{фм}$ , определяемый с учетом компоновочных ограничений, оценивается выражением

$$K_{фм} = \frac{l \cdot b_{САХ}}{S_{кр\ эф}}, \quad (3)$$

где l – полный размах крыла,

$b_{САХ}$  – средняя аэродинамическая хорда,

$S_{кр\ эф}$  – эффективная площадь крыла.

Площадь крыла S (как хорошо известно [1]) определяют на более ранней стадии в виде отношения взлетной массы самолета и принятой удельной нагрузки на крыло. Форму крыла в выражении (3) учитывают через параметры l и  $b_{САХ}$ .

Проанализируем показанные на рис. 1, 2, варианты крыла для определения их адекватности условию  $K_{фм} = 1,081$ .

Среди простых по виду в плане форм крыла этому условию отвечают две: само эллиптическое крыло (рис. 1, вар. 4) и трапециевидное крыло (рис. 1, вар. 3) при сужении  $\eta_{тр} = 2,899$  [5].

У составных крыльев (рис. 2, вар. 8 – 11) с одной координатой излома z<sub>Н</sub> адекватность их форм условию  $K_{фм} = 1,081$  может быть достигнута при  $\eta_1 = 1$ ;  $\eta = \eta_{конс} = \eta_{орт}$  (рис. 1, вар. 8), когда  $\eta_{конс} = 2,899$ . Сравнительная оценка других вариантов форм по величине  $K_{фм}$  показана на рис. 3.

В нижней части этого рисунка изображена совмещенная эпюра оптимальных форм крыльев при  $S_{кр\ эф} = S_{кр\ э} = const$ ,  $\lambda_{эф} = \lambda_{э} = const$ . Здесь эллиптическое крыло представлено дисковым, как частный случай эллиптического, а линейные размеры всех форм даны в относительных величинах:

$$\bar{z}_1 = \frac{z_1}{0,5l}, \quad \bar{b}_{z1} = \frac{bz_1}{b_0}; \quad \bar{b}_{оэ} = 1 \text{ и } 0,5l_э = 1.$$

В верхней части эпюры показана область всех возможных вариантов оптимальных форм крыльев в сравнении с формами серийных самолетов Ан-38 и Ан-24.

На основе показанных на рис. 3 данных, а также с помощью табл. 1 можно достаточно достоверно судить об адекватности форм крыльев с одной координатой излома  $z_H$  (когда полуразмах образован двумя трапециями) условию минимума их индуктивного сопротивления ( $K_{фм} = 1,081$ ).

Из приведенных данных следует, что значение  $K_{фм}$  у крыла самолета С-5А наиболее близко к значению  $K_{фз}$  (отклонение составляет 1,1%), тогда как у крыла самолета Ту-154 отличие его коэффициента формы от  $K_{фз}$  превышает 30%.

Как видим, даже у хорошо отработанных крыльев их коэффициенты формы превышают вели-

чину 1,081, что свидетельствует о том, что при обтекании таких крыльев имеют место отклонения от эллиптического закона распределения циркуляции  $\Gamma$  скорости по размаху крыла [6]:

$$\Gamma = \Gamma_0(1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}, \quad (4)$$

поскольку местные хорды трапециевидных крыльев

$$b_{zi} = b_0 \frac{\eta_i \bar{z}_{H1} - \bar{z}_{H1} - (\eta_{i-1}) \bar{z}_i}{\eta_1 \eta_2 - \eta_i (\bar{z}_{H1} - \bar{z}_{H1-1})} (1 - \bar{z}_i^2)^{0,5} \quad (5)$$

отличаются от местных хорд эллиптического крыла:

$$b_{zi\theta} = b_{\theta 0} (1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}. \quad (6)$$

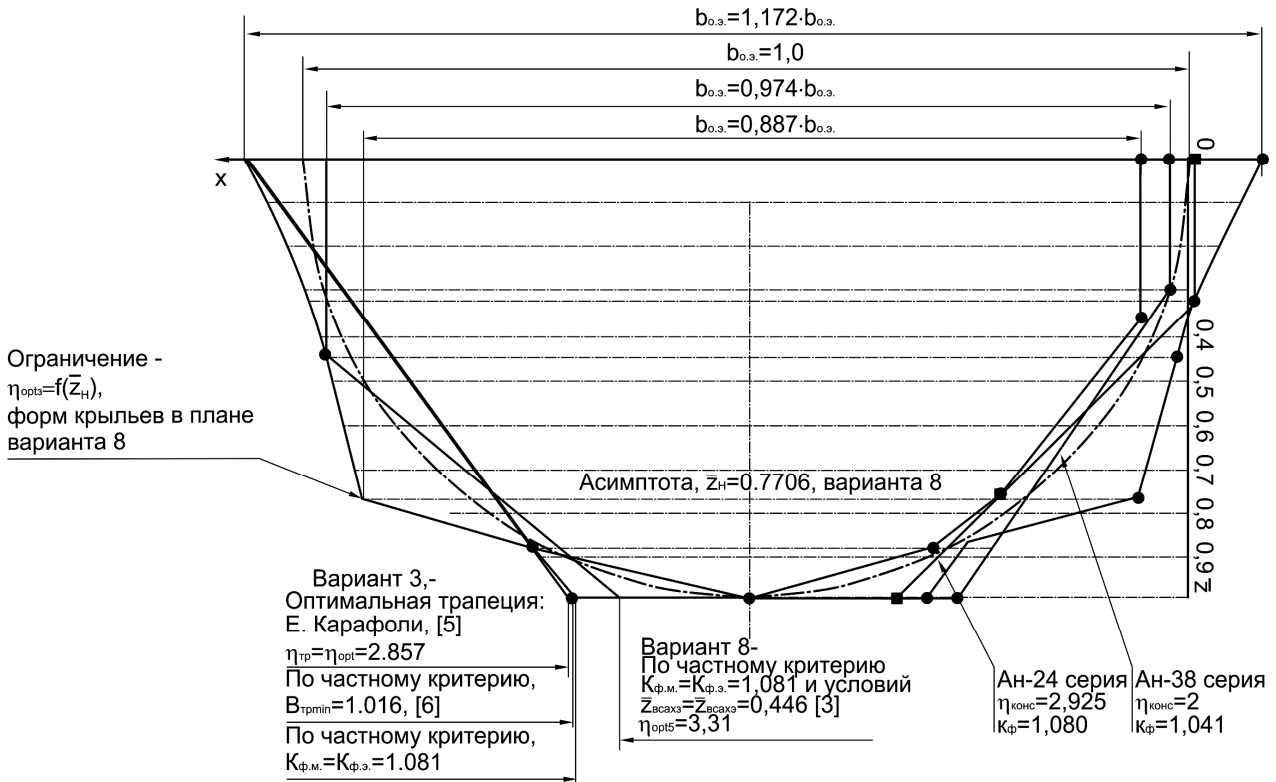


Рис. 3. Эпюры оптимальных форм крыльев по виду в плане

Таблица 1

Значения коэффициентов форм  $K_{фм}$  у крыльев серийных самолетов

Параметры	Самолеты					
	С-5А	Ил-76	Ил-86	Ан-124	Ту-134	Ту-154
$\bar{z}_{H1}$	0,438	0,455	0,380	0,390	0,284	0,306
$\eta_c$	2,955	3,641	4,624	4,155	4,519	5,117
$\eta_2$	1,824	2,089	2,550	2,601	1,169	1,141
$K_{фм}$	1,093	1,125	1,170	1,137	1,357	1,451
$K_{фм}/K_{фз}, \%$	1,1	4,1	8,2	5,2	25,5	34,2

Для достижения их равенства и используют геометрическую крутку хорд  $\bar{\epsilon}_i^0$ :

$$\bar{\epsilon}_i^0 = K_{\epsilon i} \frac{b_0}{\eta_1 \eta_2 - \eta_{i-1} b_{zi}} (1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}, \quad (7)$$

( $b_0, b_{zi}$  – корневая и текущие хорды;  $\eta_{1,2,i}$  – сужения трапеций, образующих план крыла) до таких значений  $\bar{\epsilon}_i^0$ , которые соответствуют второму критерию совершенства геометрических форм крыла

$$V_M(\eta_i, \bar{z}_{H1}, \bar{e}_1) \rightarrow V_{\min} = 1,016. \quad (8)$$

Величина текущей хорды  $b_{z_i}$  оказывает существенное влияние на геометрический угол ее крутки и на величину  $V_M$ . Особенно это важно в крыльях сложных форм по виду в плане, состоящих из нескольких трапеций.

Для подтверждения такого явления проанализируем геометрию местных хорд крыльев самолетов транспортной категории, находящихся в эксплуатации, с потребными их значениями, определяемыми

по выражению (7), как реализующему эллиптический закон распределения циркуляций по размаху крыла.

Отличие местных хорд крыльев серийных самолетов от их эллиптических аналогов и оптимизированного варианта крыла подсчитано в процентах по формуле

$$\Delta b_{\bar{z}_i} = \frac{b_{\bar{z}_i} - b_{z_{i,э}}}{b_{z_{i,э}}} 100 \quad (9)$$

и показано на рис. 4 для соответствующих самолетов.

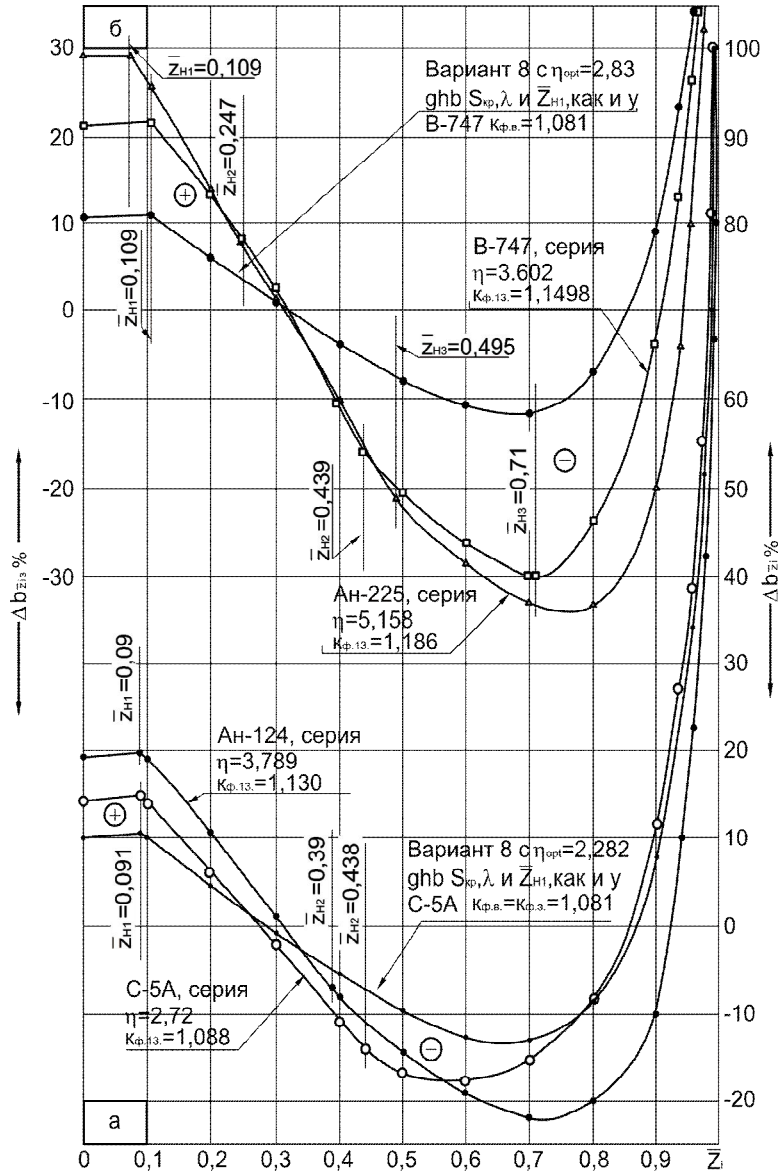


Рис. 4. Отличие величин местных хорд (в процентах) серийных самолетов С-5А, Ан-124, В-747, Ан-225 относительно хорд эквивалентных эллиптических крыльев

Как видим, у крыльев с  $K_{фм}$  и  $\eta$ , максимально приближенных к оптимальным их значениям ( $K_{фм} = 1,081$ ;  $\eta_{opt} = 2,899$ ), отклонения реальных местных хорд от оптимизированных их значений наименьшее.

Наибольшее изменение величины  $\Delta b_{z_i}$  наблюдается в законцовке крыла, что необходимо учитывать при назначении углов геометрической крутки местных хорд в этой части.

Значения  $\Delta b_{\bar{z}_1}$  существенно влияют на потребные величины углов геометрической крутки местных хорд (табл. 2). В этой таблице для каждого типа

самолета приведены различные расчетные зависимости, отражающие связь  $\bar{\epsilon}_{\text{тр}}$  с координатами местных хорд  $\bar{z}_1$ .

Таблица 2

Значения потребных углов крутки местных хорд с учетом изменения их величин по размаху крыла

Самолеты	$\eta_{\text{тр}}$	$\bar{\epsilon}_{\text{тр}} = \frac{2(\eta_{\text{тр}} + 1)(1 - \bar{z}^2)^{0,5}}{\pi[\eta_{\text{тр}} - (\eta_{\text{тр}} - 1)\bar{z}]}$	$\bar{z}_1$										
			0	0,2	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	0,95	0,98	1,0
АН-24	3,839	$\frac{3,081(1 - \bar{z}^2)^{0,5}}{3,839 - 2,839\bar{z}}$	0,802	0,923	1,045	1,103	1,154	1,188	1,179	1,046	0,842	0,580	0
АН-74	3,650	$\frac{2,96(1 - \bar{z}^2)^{0,5}}{3,65 - 2,65\bar{z}}$	0,811	0,930	1,047	1,103	1,150	1,178	1,161	1,020	0,816	0,559	0
АН-70	3,450	$\frac{2,833(1 - \bar{z}^2)^{0,5}}{3,45 - 2,45\bar{z}}$	0,821	0,938	1,051	1,103	1,150	1,178	1,161	1,020	0,816	0,559	0
АН-140	2,248	$\frac{2,068(1 - \bar{z}^2)^{0,5}}{2,248 - 1,248\bar{z}}$	0,920	0,938	1,051	1,103	1,145	1,166	1,141	0,992	0,788	0,537	0
АН-140-100	2,370	$\frac{2,145(1 - \bar{z}^2)^{0,5}}{2,37 - 1,37\bar{z}}$	0,905	1,014	1,084	1,103	1,104	1,075	0,993	0,801	0,608	0,402	0

Однако в целом ряде случаев из-за чрезмерных значений  $\Delta b_{\bar{z}_1}$  (см. рис. 4) не удастся реализовать потребный закон распределения углов геометрической крутки местных хорд по размаху крыла. Это объясняется двумя причинами:

- законы изменения потребных  $\bar{\epsilon}(z)$  нельзя линеаризовать на достаточно больших участках крыла, что вызывает серьезные технологические трудности при его изготовлении;
- аэроупругость существенно меняет потребные абсолютные значения  $\bar{\epsilon}_1$  и характер их распределения по координате  $z$ .

Для решения задачи в первом случае желательно устанавливать более двух аэродинамических профилей в целях максимального приближения практической линейной крутки к теоретической.

После оптимизации углов крутки местных хорд, обеспечивающих эллиптический закон распределения циркуляций по размаху крыла, следует использовать для анализа совмещенные эпюры величин местных хорд и площадей крыла оптимизируемой формы в плане с эллиптической эквивалентной и известными теоретической или практической оптимальными формами. Такое сравнение дает ответ на вопрос о распределении площадей крыла вдоль размаха, отличительных от эллиптической формы в плане (рис. 5).

Теоретические (без учета аэроупругости) геометрические углы крутки местных хорд простых

(по форме в плане) крыльев с  $1 \leq \eta \leq \infty$ , обеспечивающих эллиптическую закономерность циркуляции, показаны на рис. 5, где также выделено распределение площадей сравниваемых крыльев.

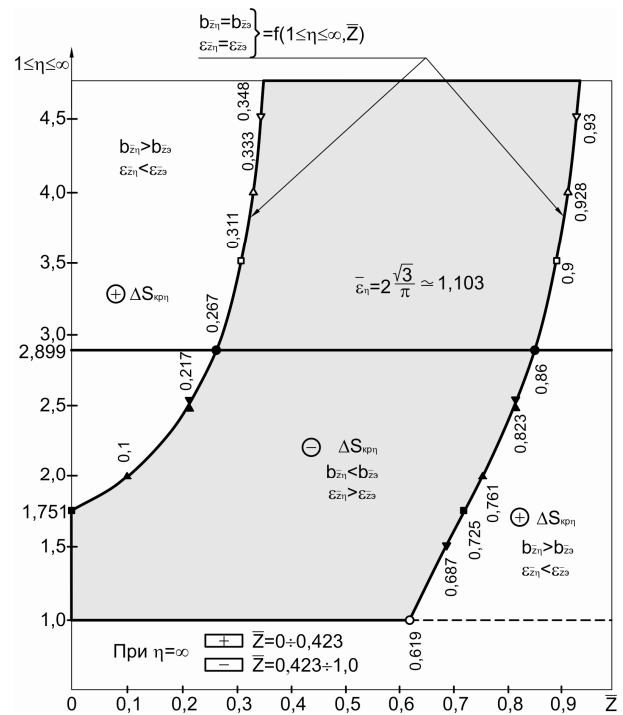


Рис. 5. Зависимости  $b_{\bar{z}_1} = b_{\bar{z}_2}$  и  $\epsilon_{\bar{z}_1} = \epsilon_{\bar{z}_2}$ , определяющие площади  $\pm \Delta \bar{S}$  на полуразмахах крыльев, от координаты  $\bar{z}_1$

Координаты и величины одной или двух местных хорд рассматриваемого крыла равны координатам и величинам местных хорд эквивалентного эллиптического крыла и определяются решением уравнения

$$b_{o_{1 \leq \eta \leq \infty}} \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \bar{z}\right) = b_{oz} \cdot (1 - \bar{z}^2)^{0,5}. \quad (10)$$

На основе анализа этого соотношения на рис. 5 для простых по форме в плане гладких крыльев с  $1 \leq \eta \leq \infty$  показаны зависимости, определяющие области, где

$$b_{\bar{z}_1} \gg b_{\bar{z}_2}, \quad \varepsilon_{\bar{z}_1} \gg \varepsilon_{\bar{z}_2}$$

и  $\Delta S_{кр,\eta} \gg \Delta S_{кр,\varepsilon}$ .

Данные области распределяют отличия площадей ( $\pm \Delta S_{кр,\eta}$ ) по размаху гладких простых крыльев в сравнении с эллиптическим: две области – при

$1 \leq \eta \leq 1,751$  и  $\eta = \infty$ , три области – при  $1,751 < \eta < \infty$ .

Согласно выражению (3) изменение площади крыла  $\pm \Delta S_{кр}$ , вызванное необходимостью обеспечения требуемых углов крутки местных хорд, оказывает заметное влияние и на величину  $K_{фм}$ , так что реализацию условий (1), (2) следует решать путем последовательных приближений.

Приведенная методика оценки адекватности различных форм крыльев частным критериям их эффективности ( $K_{фм} = K_{ф\varepsilon}$  и  $V_m = V_{min}$ ) пригодна и для более точной оценки крыльев одинаковой формы. Так, в табл. 3 приведено сравнение крыльев реальных самолетов транспортной категории при одинаковой форме их крыльев (рис. 2, вар. 12, т.е. при наличии двух координат излома  $z_{н1}$  и  $z_{н2}$ ) по суммарному коэффициенту роста индуктивного сопротивления  $V_m$ .

Таблица 3

Влияние координат изломов и сужений на величину коэффициента роста индуктивного сопротивления

Параметры	Самолеты				
	Ил-76	Ил-86	Ан-124	С-5А	В-747
$\bar{z}_{н1}$	0,095	0,127	0,090	0,091	0,439
$\bar{z}_{н2}$	0,455	0,38	0,39	0,438	0,710
$\eta_1$	1				1,871
$\eta_2$	1,588	1,543	1,460	1,491	1,429
$\eta_3$	2,089	2,55	2,6-1	1,824	1,524
$\eta_c$	3,317	3,935	3,797	2,720	4,075
$V_1$	1,081	1,081	1,081	1,081	1,151
$V_2$	1,055	1,089	1,065	1,033	1,017
$V_3$	1,016	1,016	1,017	1,018	1,018
$V_m$	1,043	1,054	1,045	1,033	1,099

Из полученных данных следует, что частному критерию  $V_m = 1,016$  наиболее адекватны крылья самолета С-5А, Ил-76 и Ан-124, поскольку их геометрические параметры  $\bar{z}_{н1}$ ,  $\bar{z}_{н2}$ ,  $\eta_1$ ,  $\eta_2$  и  $\eta_3$  выбраны адекватно этому критерию.

### Выводы

В работе выявлена связь восьми форм трапециевидных крыльев с частными критериями аэродинамической эффективности, т.е. равенства коэффициентов их форм коэффициенту формы эллиптического крыла ( $K_{фм} = K_{ф\varepsilon}$ ) и минимальной величине коэффициента роста индуктивного сопротивления ( $V_m = V_{min}$ ).

Восемь различных форм представляют четыре группы трапециевидных крыльев: простые – образованные одной трапецией; составные – образованные двумя трапециями по виду в плане, т.е. имеющие

одну координату излома  $z_{н1}$ ; составные – полуразмах которых образован двумя и тремя трапециями с координатами  $z_{н1}$ ,  $z_{н2}$ ,  $z_{н3}$ .

Предложенная методика оценок эффективности различных форм крыла отличается от ранее принятой наличием в обоих критериях параметров, которые учитывают влияние на величину  $K_{фм}$  и  $V_m$  компоновочных ограничений в виде фиксированной величины центроплана  $z_{ц-на}$  и наличия двигателей на крыле  $z_d \gg z_{н1}$ .

Для каждой из этих форм определены области геометрических параметров ( $\eta_c$ ,  $\eta_1$ ,  $\eta_2$ ,  $\eta_3$ ;  $\bar{z}_{н1}$ ,  $\bar{z}_{н2}$  и  $\bar{\varepsilon}_1^0$ ,  $\bar{\varepsilon}_2^0$ ,  $\bar{\varepsilon}_3^0$ ), обеспечивающие трапециевидному крылу эллиптический закон распределения циркуляций скоростей обтекания, а значит, и минимальную величину индуктивного сопротивления с учетом ограничений, возникающих при компоновке крыла в реальном самолете.

## Литература

1. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями [Текст] / П.В. Балабуев, С.А. Бычков, А.Г. Гребеников, В.И. Рябков. – Х. "ХАИ", 2003. – 389 с.

2. Кобрин, В.Н. Обоснование применимости частных критериев к предварительному формированию геометрии составного крыла самолета [Текст] / В.Н. Кобрин, В.В. Утенкова // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2 (45). – Х., 2006. – С. 23 – 29.

3. 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». – Х., 2005. – Вып. 27. – С. 116 – 124.

4. Тиняков, Д.В. Влияние компоновочных ограничений на частные критерии эффективности трапецевидных крыльев самолетов транспортной категории [Текст] / Д.В. Тиняков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2011. – Вып. 68. – С. 32 – 41.

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

6. Тюрев, В.В. Методы оценки оптимизирующей крутки крыла в моделях выбора его геометрических параметров [Текст] / В.В. Тюрев, В.В. Утенкова // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2005. – Вып. 26. – С. 169 – 175.

Поступила в редакцию 22.05.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. каф. 103 В.И. Рябков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

## АНАЛІЗ ГЕОМЕТРИЧНИХ ФОРМ ТРАПЕЦІЄПОДІБНИХ КРИЛ ЗА ЧАСТИННИМИ КРИТЕРІЯМИ ЇХ ЕФЕКТИВНОСТІ

*Д.В. Тиняков, В.В. Утенкова*

Проаналізовано вплив різних форм крил за виглядом у плані для визначення їх адекватності частинним критеріям аеродинамічної ефективності. Запропоновано методіку оцінювання ефективності різних форм крила, яка відрізняється від раніше прийнятої наявністю в обох критеріях параметрів, що враховують вплив на величини коефіцієнта форми крила й коефіцієнта росту індуктивного опору компоновальних обмежень у вигляді фіксованої величини центроплана й наявності двигунів на крилі. Для кожної із цих форм визначено області геометричних параметрів, що забезпечують трапецевидному крилу еліптичний закон розподілу циркуляцій швидкостей обтікання, а значить, і мінімальну величину індуктивного опору з урахуванням обмежень, які виникають при компонованні крила в реальному літаку.

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

## ANALYSIS ON TAPERED WING SHAPES OF PARTIAL CRITERIA OF THEIR EFFECTIVENESS

*D.V. Tinyakov, V.V. Utenkova*

The influence of various shapes of wing in terms of their adequacy for aerodynamic efficiency partial criteria is analyzed. The method of evaluating the effectiveness of the various wing shapes, which differs from the previously adopted by the presence of partial criteria parameters, that take into account the effect on the wing shape ratio and growth factor induced drag ratio the layout constraints as a fixed value of center section and the availability of engines on the wing is proposed. The geometric parameters are defined for each of the analyzed shapes to ensure the the elliptical distribution law of the circulation flow for trapezoidal wing, and hence the minimum value of inductive drag with the constraints arising from the arrangement of the wing in a real airplane.

**Key words:** geometric parameters of the wing, partial criteria, arrangement constraints, velocity circulation, inductive drag.

**Тиняков Дмитрий Васильевич** – ст. преподаватель каф. 103, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: tinyakov\_d@ukr.net.

**Утенкова Виктория Викторовна** – канд. техн. наук, доцент каф. 406, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: k406@khai.edu.