

## ВЛИЯНИЕ КОМПОНОВОЧНЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ НА ЧАСТНЫЕ КРИТЕРИИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТРАПЕЦИЕВИДНЫХ КРЫЛЬЕВ САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ

### Введение

В теории и практике формирования геометрических параметров крыла на стадии предварительного проектирования используют метод [1, 2] выбора формы изолированного гладкого крыла и его параметров по виду в плане на основе минимума индуктивного сопротивления, выраженного через частные критерии:

– равенство коэффициентов форм проектируемого ( $K_{фс}$ ) и эквивалентного ему эллиптического ( $K_{фэ}$ ) крыльев

$$K_{фс} = K_{фэ} = 1,081; \quad (1)$$

– минимальная величина коэффициента роста индуктивного сопротивления

$$B_c = B_{\min} = 1,016. \quad (2)$$

По первому критерию на самой ранней стадии проектирования находят такие параметры крыла, как суммарное сужение  $\eta_c$ , площадь наплыва  $\bar{S}_H$ , координата излома  $\bar{z}_H$ , а по второму – величины углов крутки местных хорд  $\bar{\varepsilon}(z_i)$ , обеспечивающие минимум индуктивного сопротивления крыла.

Следует подчеркнуть еще раз, что такой метод [3] пригоден лишь для гладкого изолированного крыла самолета.

Особенности же компоновки реальных крыльев в самолете (увязка крыла с фюзеляжем, наличие хвостового оперения, размещение двигателей на крыле и т.п.) вносят существенные изменения в распределение циркуляции по крылу и, естественно, требуют уточнений в выборе его геометрических параметров.

### Цель и задачи исследования

С учетом приведенных обстоятельств цель данной работы заключается в исследовании влияния главных компоновочных особенностей крыла реального самолета на частные критерии выбора его геометрических параметров:

$$K_{фм}(S_{кр.эф}, \eta_m, \bar{S}_H, \bar{z}_{HM}) = K_{фэ}, \quad (3)$$

$$B_m(\bar{\varepsilon}_m(z_i), \Delta \bar{S}_H, \eta_m) = B_{\min} \quad (4)$$

с учетом для проектируемого крыла таких компоновочных факторов:

$S_{кр.эф}$  – эффективная площадь крыла по виду в плане;

$\bar{Z}_{HM}$  – величины координат излома крыла, обусловленные расположением двигателей и размера центроплана;  
 $\Phi_3$  – форма законцовки крыла.

Методики оценки эффективной площади крыла и их влияние на частные критерии  $K_{фм}$  и  $B_m$

В отличие от методики определения  $K_{фс}$  гладкого крыла [3] величину  $K_{фм}$  реального самолета (3) будем определять с учетом действительных геометрических параметров крыла:

$$K_{фм} = \frac{l b_{сах}}{S_{кр.эф}}, \quad (5)$$

где  $l$ ,  $b_{сах}$  – реальный размах и средняя аэродинамическая хорда реального крыла,  $S_{кр.эф}$  – эффективная площадь крыла с учетом его компоновочных особенностей.

Ключевым среди геометрических параметров, естественно, является  $S_{кр.эф}$ .

При определении площади и формы крыла в плане (плоскость хоз) углы поперечного «v» и установки  $\alpha_{уст}$  крыла относительно оси фюзеляжа, геометрическую крутку сечений по размаху крыла не принимают во внимание.

На примере самолета В-747 [6] рассмотрим различные методики подсчета эффективной площади крыла, используемые в аэродинамических расчетах (рис. 1, табл. 1).

Различные фирмы при определении  $S_{кр.эф}$  используют различные методики:

1. ГП «Антонов» – два излома  $Z_{H1}$  и  $Z_{H2}$ , три трапециевидные части полукрыла,  $\eta_i > 1$  и  $\bar{S}_H > 0$ .

2. Европейские фирмы – три излома  $Z_{H1} = Z_{борт}$ ,  $Z_{H2}$  и  $Z_{H3}$ , четыре трапециевидные части полукрыла,  $\eta_i > 1$  и  $\bar{S}_H > 0$ .

3. Фирмы США подсчитывают площадь крыла по основной трапеции –  $\eta_{тр}$ .

4. Фирма Боинг, самолет В-747, как исключение, площадь рассчитывает за вычетом участков наплыва в подфюзеляжной зоне – три излома  $Z_{H1} = Z_{борт}$ ,  $Z_{H2}$  и  $Z_{H3}$ , четыре трапециевидные части полукрыла,  $\eta_i > 1$  и  $\bar{S}_H < 0$  в подфюзеляжной зоне и  $\bar{S}_H > 0$  в консольной части.

5. Вариант с прямоугольной подфюзеляжной (центропланной) частью – три излома  $Z_{H1} = Z_{борт}$ ,  $Z_{H2}$  и  $Z_{H3}$ , одна прямоугольная  $\eta_1 > 1$  и три трапециевидные части полукрыла  $\eta_1 > 1$ .

Методики подсчета  $S_{кр.эф}$  у ГП «Антонов» и в европейских фирмах мало чем отличаются одна от другой.

Американские фирмы при определении  $S_{кр.эф}$  исходят из более реального представления о форме составных (с наплывами) крыльев. При незначительных величинах  $\bar{S}_H \leq 1...2\%$  площадь крыла подсчитывают по основной трапеции (табл. 1, позиция 3). Для самолета B-747, гладкое изолированное крыло которого имеет величину  $\bar{S}_H = 14,9\%$ , фирма применила вторую методику.

С учетом такого подхода в численном выражении получим

$$\frac{K_{ф(B747)}}{K_{ф(АНТК)}} = \frac{1,120}{1,161} \cong 0,965 \rightarrow (-3,5\%).$$

Величина  $K_{фB-747} = 1,161$  отличается от  $K_{ф} = 1,081$  на 7,4%. Это объясняется тем, что B-747 – самолет с низкопланной схемой и со значительной подфюзеляжной площадью крыла. Однако следует учитывать, что все авиационные фирмы США при определении геометрического удлинения площадь крыла подсчитывают по трапеции.

В этом случае при  $\eta_{трB-747} = 2,811$   $K_{фB-747} < K_{фэ}$  всего на 0,5%.

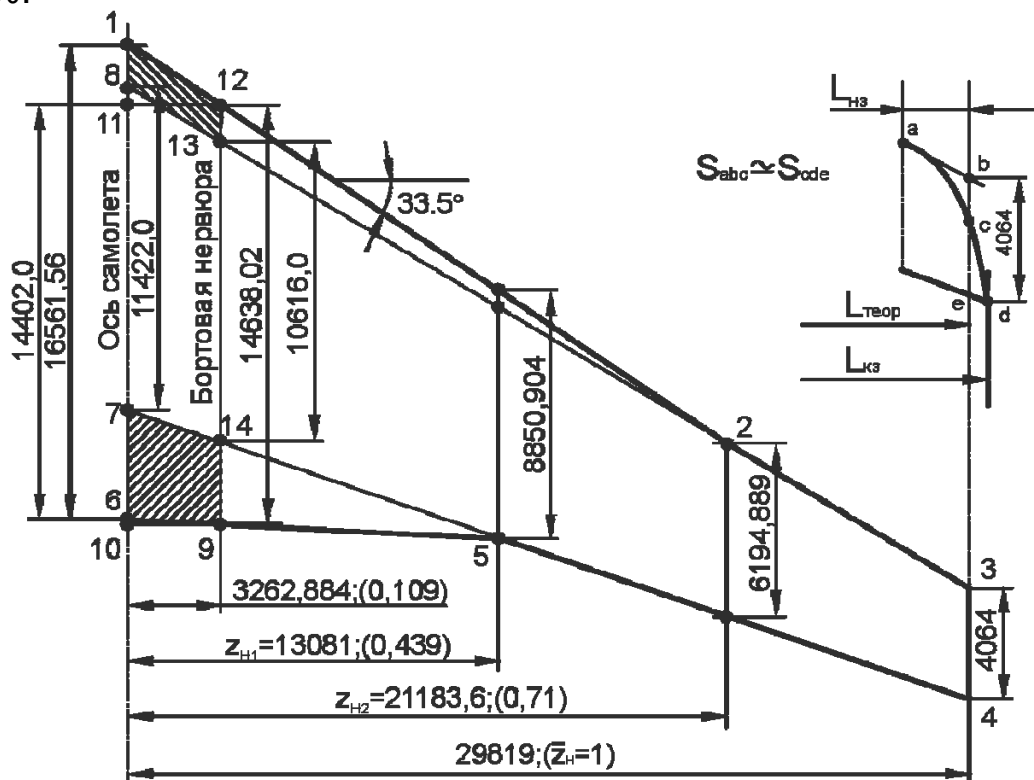
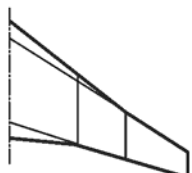
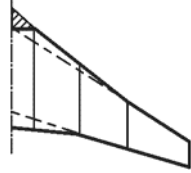





Рисунок 1 – Геометрические размеры полукрыла самолета B-747

Как видим, методика определения  $S_{кр.эф}$  фирмы Боинг дает наиболее точную оценку этого важнейшего параметра и позволяет

адекватно определить величину одного из частных критериев эффективности реального крыла  $K_{фм}$ .

Таблица 1 – Варианты подсчета площади крыла В-747 различными фирмами мира

Сравнительные параметры	Варианты				
	1	2	3	4	5
	ГП "АНТОНОВ"	ЕВРОПА	США		Прямоугольная центропланная часть
		ВСЕ ФИРМЫ	В-747		
	 1,2,3,4,5,6,1	 11,12,2,3,4,5,6,11	 8,3,4,7,8 ТРАПЕЦИЯ	 8,13,12,2,3,4,5,3,14,7,8	 11,12,2,3,4,5,9,10,11
$S_{кр}, M^2$	542,942	535,889	461,785	513,04	536,658
$S_1, (\bar{S}_1)$	332,427;(0,612)	94,759;(0,177)	461,785	71,91;(0,140)	95,528;(0,178)
$S_2, (\bar{S}_2)$	121,918;(0,225)	230,615;(0,430)	—	230,615;(0,450)	230,615;(0,480)
$S_3, (\bar{S}_3)$	88,597;(0,163)	121,918;(0,228)	—	121,918;(0,237)	121,918;(0,227)
$S_4, (\bar{S}_4)$	—	88,597;(0,165)	—	88,597;(0,173)	88,597;(0,185)
$b_{САХ}, M$	10,574	10,314	8,325	9,637	10,342
$b_{САХ1}, M$	13,097	14,532	—	11,024	14,638
$b_{САХ2}, M$	7,601	11,982	—	11,982	11,982
$b_{САХ3}, M$	5,204	7,601	—	7,601	7,601
$b_{САХ4}, M$	—	5,204	—	5,204	5,204
$\lambda$	6,551	6,637	7,702	6,933	6,628
$K_{фм}$	1,161	1,148	1,075	1,120	1,149

Исходя из принятой методики определения эффективной площади крыла в ГП "Антонов" представляется возможным [2] оценить влияние реальных параметров крыльев отечественных самолетов и на другой частный критерий эффективности – величину коэффициента роста индуктивного сопротивления –  $B_M$  (табл. 2).

Таблица 2 – Влияние  $\bar{S}_1$  и  $\bar{S}_2$  на величину коэффициента роста индуктивного сопротивления  $B_M$  реальных самолетов

Параметры	Самолеты					
	Ан-24	Ан-72	Ан-74	Ан-70	Ан-140	Ан-140/100
$\bar{z}_H$	0,322	0,287	0,247	0,114	0,109	0,104
$\bar{S}_1$	0,414	0,380	0,329	0,164	0,142	0,138
$\bar{S}_2$	0,586	0,620	0,671	0,836	0,858	0,862
$\eta_M$	2,925	3,179	2,997	3,171	2,113	2,227
$B_M$	1,047	1,045	1,040	1,027	1,028	1,027

Если принять во внимание, что оптимальной величиной коэффициента  $V_{\min}$  является его равенство 1,016, то следует признать, что по этому важному критерию аэродинамической эффективности наиболее совершенными являются крылья самолетов Ан-140 и Ан-70, что существенно облегчает подходы к обеспечению геометрической кривки их местных хорд.

### Влияние компоновочных особенностей крыла на величины координат изломов по его размаху

Компоновка крыла с двигателями (рис. 2, а) и с фюзеляжем (рис. 2, б) оказывает решающее влияние на положение координаты излома ( $Z_{H1} > Z_{Ц-на}$  и  $Z_{H1} = Z_{Ц-на}$ ) составного (по виду в плане) крыла самолета.

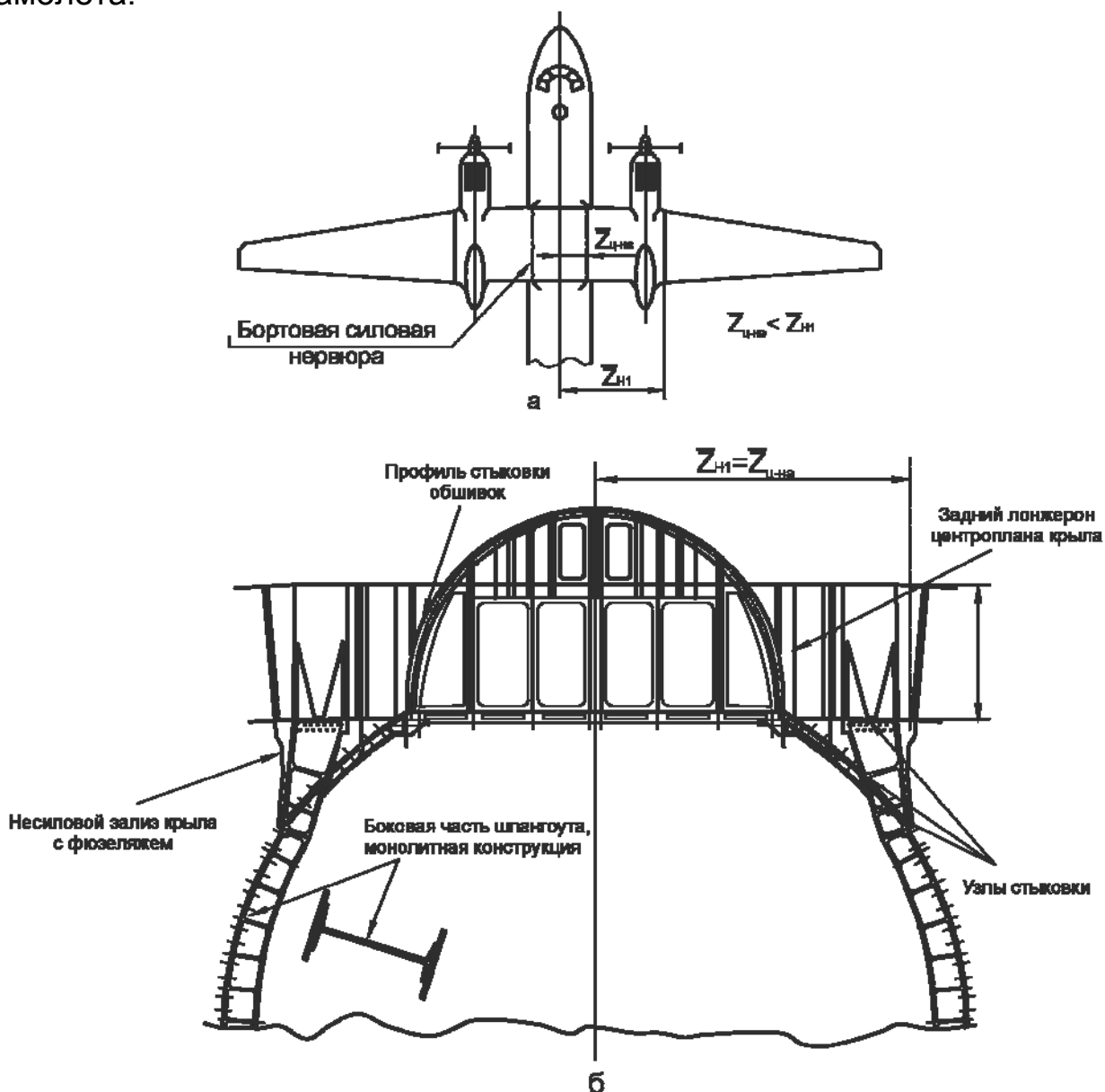


Рисунок 2 – Влияние наличия на крыле двигателей и размеров центроплана на расположение координаты излома крыла  $Z_{H1}$

Изломы крыла по размаху ( $Z_{H1}$ ,  $Z_{H2}$ , рис. 1) образуются у крыльев, состоящих из двух ( $Z_{H1}$ ) или трех ( $Z_{H2}$ ) трапеций с различными сужениями. Такой подход к образованию вида крыла в плане объясняется несколькими факторами, главными из которых выступают:

- форма крыла, образованная несколькими трапециями, приближается к форме эллиптического крыла, а поэтому требует меньших значений углов геометрической кривки местных хорд, что максимально приближает распределение циркуляций скоростей по составному крылу к эллиптическому закону по его размаху;

- в крыльях, образованных несколькими трапециями, оптимальные сужения смещаются в область больших значений, что снижает массу крыла.

В крыльях региональных и ближнемагистральных самолетов полуразмах крыла чаще всего формируют из двух трапеций, т.е. с одной координатой излома  $Z_H$ .

Установлено [2, 4], что у трапециевидных крыльев такой формы величины  $\bar{Z}_H$  и  $\eta_{opt}$  взаимосвязаны:

$$\eta_{opt} = \frac{1,64 + 2,64\bar{Z}_H - 4,279\bar{Z}_H^2 + 1,299 \cdot \sqrt{1 + 2\bar{Z}_H - 3\bar{Z}_H^2}}{1 + 2\bar{Z}_H - 4,279\bar{Z}_H^2}, \quad (6)$$

что обеспечивает минимальные углы кривки местных хорд и максимально приближает распределение циркуляций скорости к эллиптической закономерности по всему размаху крыла, т.е. реализуют значения частных критериев эффективности  $K_{фм} \approx 1,081$  и  $B_m \approx 1,016$  в их оптимальном варианте.

Однако при разработке компоновки реального крыла неизбежно возникает несколько ограничений, связанных с креплением крыла к фюзеляжу ( $Z_{H \text{ ц-на}}$ ), с расположением двигателя на крыле ( $Z_D$ ), с навесной стойки шасси ( $Z_{ш}$ ) на силовую нервюру крыла. Наиболее удачной является компоновка, когда

$$\bar{Z}_{H \text{ opt}} = \bar{Z}_{H \text{ ц-на}} = \bar{Z}_D = Z_{ш}, \quad (7)$$

что обеспечивает конструкции крыла минимальную массу.

В подавляющем большинстве случаев условие (7) не соблюдается и возникает компромиссная задача назначения координаты  $\bar{Z}_H$ .

В таком сравнении основными критериями выступают коэффициент формы крыла  $K_{фм}$  и суммарное сужение составного крыла  $\eta$  при различных вариантах соотношений  $\bar{Z}_{H \text{ opt}} \neq \bar{Z}_{\text{ц-на}}$  (табл.3).

Следует также отметить, что в нижней части табл. 3 сравнительная оценка приведена для самолетов В-747 и Ан-225 с самой большой площадью крыла, образованной тремя и четырьмя трапециями по их

полуразмаху. При этом рассматривали вариант влияния на  $K_{фм}$  и  $\eta$  только первой координаты излома  $\bar{z}_{н1}$ .

Как следует из результатов, приведенных в табл. 3, формы крыла, образованные двумя и тремя трапециями, наиболее адекватны условию (7).

Однако даже у этих форм крыла  $K_{фм}$  изменяется от 1,052 до 1,205. Невыполнение требования (7) приводит к существенным отклонениям и оценке их сужений по сравнению с оптимальными их значениями.

Такие отклонения при назначении  $Z_n$  неизбежно ведут к росту индуктивного сопротивления крыла, а значит, и к снижению его аэродинамического качества.

К изменению аэродинамического сопротивления крыла ведет и геометрия его законцовки.

Законцовки с непрерывным ростом угла стреловидности по передней кромке восстанавливают эффект в концевой части крыла из-за увеличения стреловидности изобар в зоне концов, ограничивая поворот линий тока в направлении нормали к передней кромке. Такие законцовки уменьшают рост лобового сопротивления с увеличением числа Маха (рис. 3).

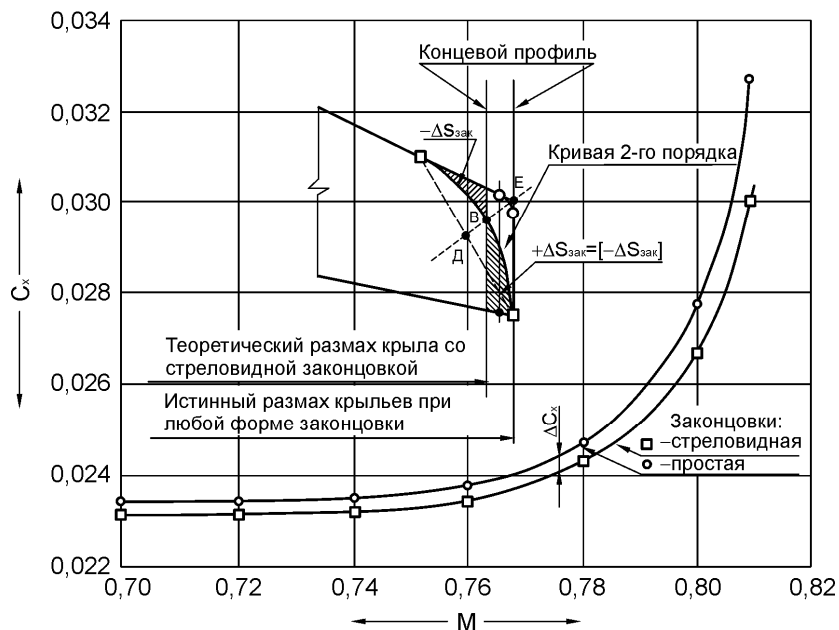


Рисунок 3 – Влияние законцовок крыла на сопротивление крыла (испытания в аэродинамической трубе при  $R_e = 4,2 \cdot 10^6$ , [5])

Кроме того, в зоне законцовок уменьшается разница (отличие) величин местных хорд рассматриваемого крыла от местных хорд, эквивалентных эллиптическим формам (табл. 4). Для наглядности форма законцовки деформирована в направлении полета до нулевого угла стреловидности по задней кромке с сохранением величин местных хорд.

Таблица 3 – Обобщенные данные по влиянию  $\bar{z}_H$  на величины  $K_{фм}$  и  $\eta$  серийных самолетов, полуразмах крыла которых по виду в плане образован двумя, тремя и четырьмя трапециями

Варианты форм в плане	Самолеты	$\bar{z}_H$	$\eta = \eta_{тр}$ $\eta = \eta_{конс}$	$K_{ф тр}/K_{ф2}$	$\eta_{\bar{z}_H} = \eta_{opt}$			
$\bar{z}_{H1} > \bar{z}_{ц-на}$	Ан-14,...28,...38	0,290	2,408/2	1,057/1,041	2,903	$\eta_{opt2} = f(\bar{z}_H)$ при $K_{ф2} = K_{фэ}$		
	Ан-24,...26,...30, ...32	0,322	3,839/2,925	1,115/1,080	2,954			
$\bar{z}_{H1} = \bar{z}_{ц-на}$	Ан-8	0,0973	2,752/2,581	1,073/1,070	2,824	$\eta_{opt2} = f(\bar{z}_H)$ при $K_{ф2} = K_{фэ}$	2,94	$\eta_{opt2} = \eta_{opt}$ при $K_{ф2} = K_{фэ}$
	Ан-10, ... 12	0,121	2,799/2,581	1,075/1,070	2,814			
	Ан-22	0,0877	3,302/3,1	1,095/1,090	2,830			
	Ан-140	0,109	2,249/2,113	1,049/1,047	2,818			
	Ан-140-100	0,140	2,371/2,228	1,055/1,052	2,821			
	Ан-70	0,114	3,45/3,171	1,101/1,096	2,816			
	Самолеты	$\bar{z}_H$	$\eta = \eta_{тр}$	$K_{ф тр}/K_{ф3}$	$\eta_{2 opt}$		$\eta_{2, 3}$	
$\bar{z}_{H1} > \bar{z}_{ц-на}$	Ан-124-100	0,390	3,621/4,145	1,107/1,137	При $\eta_{opt} = 2,939$	2,403	2,601	$\eta_{2 opt} = (1 - \bar{z}_{H1})\eta_{opt} + z_{H1}$
	Ил-76	0,455	3,0/3,641	1,083/1,125		2,057	2,089	
	Ил-86	0,380	3,502/4,624	1,103/1,170		2,202	2,550	
	С-5А...,В	0,438	2,466/2,955	1,060/1,093		2,090	1,824	
	Самолеты	$\bar{z}_H$	$\eta = \eta_{тр}$	$K_{ф тр}/K_{ф3}$	$\eta_{2, opt}$	$\eta_{2, opt}$		
$\bar{z}_{H1} > \bar{z}_{ц-на}$	В-747	Полукрыло: 3 трапеции	0,439 0,710	2,811/4,075	1,075/1,161	1,562	1,524	$\eta_{2 opt} = (1 - \bar{z}_{H1})\eta_{opt} + z_{H1}$
		4 трапеции	0,109 0,439 0,710	2,811/3,602	1,075/1,149			
$\bar{z}_{H1} = \bar{z}_{ц-на}$	Ан-225	3 трапеции	0,247 0,495	4,140/5,746	1,124/1,206	1,979	2,6	
		4 трапеции	0,074 0,247 0,495	4,140/0,495	1,124/1,196			



Таблица 4 – Форма и параметры законцовки крыла, уменьшающие лобовое сопротивление

$\bar{z}_i$	Форма законцовки	$b_{\bar{z}_i}$ , М	$b_{\bar{z}_i}$ , М	$b_{\bar{z}_i}$ , %	$b_{\bar{z}_i}$ ( $\eta$ -opt)
0,972		0,900	1,302	30,876	$b_{\bar{z}_i \text{ законц}} = 1,302$
0,986		0,639	1,251	48,921	1,178
1,0		0	1,2	100%	0,806
1,007		–	0	–	0

Таким образом, установлено и количественно оценено влияние формы и методик определения эффективной площади крыла на величину коэффициента его формы  $K_{фм}$  по виду в плане, являющегося частным критерием эффективности выбранных на этапе предварительного проектирования его основных геометрических параметров по виду в плане.

Аналогичный подход реализован и при оценке выбора координат изломов крыла по его размаху в тех случаях, когда полуразмах реального крыла самолета образован двумя ( $\bar{z}_H$ ), тремя ( $\bar{z}_{H1}, \bar{z}_{H2}$ ) и четырьмя ( $\bar{z}_{H1}, \bar{z}_{H2}, \bar{z}_{H3}$ ) трапециями с учетом размещения на крыле двигателей ( $\bar{z}_D$ ) или размера центроплана ( $\bar{z}_{ц-на}$ ). Как вытекает из данных, приведенных в табл.3, увеличение числа трапеций, образующих план крыла, позволяет компромиссно решить задачу удовлетворения условию (7).

Как видим, эллиптическая форма законцовки в максимальной степени адекватна эллиптической форме крыла в этой его части.

## Выводы

- В работе представлен анализ влияния компоновочных особенностей трапециевидных крыльев на такие частные критерии их эффективности:
  - равенство коэффициента формы трапециевидного крыла коэффициенту формы эллиптического крыла ( $K_{фм} = K_{фэ}$ );
  - минимальная величина коэффициента роста индуктивного сопротивления ( $B_M = B_{min}$ ).

2. Показано, что на величину  $K_{фм}$  существенно влияет методика определения эффективной площади крыла –  $S_{кр.эф}$  (украинская, европейская, американская). Установлены отличительные особенности этих методик и количественно оценено их влияние на величину  $K_{фм}$ . Получено, что критерию  $K_{фм} = K_{фэ}$  наиболее адекватна методика определения  $S_{кр.эф}$  фирмы Боинг.
3. Анализ геометрических параметров крыльев отечественных самолетов по величине  $B_m$  с учетом реальных компоновочных ограничений показал, что по второму критерию ( $B_m = B_{min}$ ) аэродинамической эффективности наиболее совершенными являются крылья самолетов Ан-140 и Ан-70, что существенно облегчает подходы к назначению геометрической крутки их местных хорд.
4. Увеличение числа трапеций, образующих план крыла, т.е. применение крыльев с несколькими координатами излома по его размаху ( $\bar{Z}_{Hj}$ ), максимально отвечает аэродинамическому критерию  $K_{фм} = K_{фэ}$ , а также приводит к повышенному суммарному сужению крыла  $\eta_m$ , что обеспечивает снижение его массы.

#### Список использованных источников

1. Балабуев, П.В. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями [Текст] /П.В. Балабуев, С.А. Бычков, А.Г. Гребеников, В.И. Рябков. – Харьков. ХАИ: 2003. – 389 с.
2. Кобрин, В.Н. Исследование геометрии крыльев серийных самолетов по частным критериям эффективности [Текст] /В.Н. Кобрин, В.В. Утенкова // Вісті Академії інженерних наук України. – К.: 2005. – Вып. 3/26. – С. 87–91.
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 компьютерные технологии. – Х.: НАКУ “ХАИ”. – 2005. – Вып. 27. – С. 116–124.
4. Карафоли, Е. Аэродинамика крыла самолета [Текст] /Е. Карафоли. – М.: АН СССР, 1956. – 479 с.
5. Кюхеман, Д. Аэродинамическое проектирование самолетов [Текст] / Д. Кюхеман. – М.: Машиностроение, 1983. – 367 с.
6. Самолет В-747. Основные параметры [Текст] // Материалы фирмы Боинг. – ДБ-134, 1984. – 11 с.

*Поступила в редакцию 30.09.2011.*

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